ПЕРЕНОСНЫЕ ЗЕНИТНЫЕ РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ "ИГЛА" (9К38) И "ИГЛА–1" (9К310)

Устройство и эксплуатация боевых средств переносных зенитных ракетных комплексов “Игла” и “Игла–1”

МИНСК 2005

Содержание учебника соответствует программам учебных дисциплин "Устройство и эксплуатация ЗРК "Стрела-10М2" и ПЗРК "Игла" и "Принципы построения ЗК БД". Учебник может быть рекомендован курсантам и слушателям ВА РБ при изучении дисциплины и офицерам войск ПВО СВ для самостоятельного изучения комплекса и подготовки подчиненных к боевым стрельбам.

Учебник состоит из трех частей и трех приложений. В первой части, состоящей из двух разделов, рассматриваются вопросы принципов построения ПЗРК. Во второй части, состоящей из трех разделов, рассмотрены вопросы состава, тактико-технические характеристики, устройство и функционирование аппаратуры и элементов боевых средств комплекса. В третьей части, включающей три раздела, рассмотрены основы эксплуатации боевых средств ПЗРК. В трех приложениях рассмотрены вопросы состава, характеристик и принципа действия средств приема целеуказания и связи и учебно-тренировочных средств.

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АП – автопилот
БАУП – бортовая аппаратура управления полетом
БИП – бортовой источник питания
БС – боевое снаряжение
БЧ – боевая часть
ВУ – взрывательное устройство
ГСН – головка самонаведения
ДУС – датчик угловых скоростей
ЗУР – зенитная управляемая ракета
ИК – инфракрасный
КПА – контрольно-проверочная аппаратура
МД – маршевый двигатель
НБП – наземный блок питания
НРЗ – наземный радиолокационный запросчик
ОГСН – оптическая головка самонаведения
ПАД – пороховой аккумулятор давления
ПДУ – предохранительно-детонирующее устройство
ПЗРК – переносный зенитный ракетный комплекс
ПКП – подвижный контрольный пункт
ПЛЭ – приемник лучистой энергии
ПМ – пусковой механизм
ПУД – пороховой управляющий двигатель
ПТ – пусковая труба
ПЭП – переносный электронный планшет
РМ – рулевая машинка
СВН – средства воздушного нападения
СД – стартовый двигатель
СКЦ – следящий координатор цели
ТГСН – тепловая головка самонаведения
УВК – устройство выработки команд
ЭВ – электровоспламенитель

ВВЕДЕНИЕ

Широкомасштабные операции, проводимые в последнее время в ходе различных военных конфликтов, характеризуются массированным применением средств воздушного нападения (СВН). В ряде конфликтов именно СВН оказались той основной ударной силой, которая в конечном счете привела к поражению противника. Поэтому создание системы ПВО, способной эффективно защищать как войсковые подразделения, так и стационарные военные и гражданские объекты, стало важной задачей укрепления обороноспособности любой страны.

Классически такая система предусматривает несколько рубежей обороны, в которой используются различные зенитные средства. Последним из таких рубежей является рубеж сверхмалой дальности (непосредственного прикрытия) – до 5 км. Основным средством ПВО для этого рубежа являются переносные зенитные ракетные комплексы (ПЗРК), разработанные конструкторским бюро машиностроения (КБМ) Российской Федерации.

Начиная с 70-х годов, в КБМ создано несколько поколений ПЗРК с инфракрасными головками самонаведения. При этом каждый последующий образец ПЗРК значительно превосходил возможности предыдущего и был ответом на усовершенствование СВН, тактики их действий и появление эффективных средств противодействия системам ПВО [1].

Если первые российские ПЗРК "Стрела-2" и "Стрела-2М" наносили ущерб самолетам и вертолетам на догонных курсах, то ПЗРК второго поколения ("Стрела-3" и "Игла-1") выполняли эту задачу и при стрельбе навстречу, значительно расширив при этом зону поражения СВН. Переносные ЗРК третьего поколения ("Игла") успешно поражают СВН в условиях естественных (фоновых) и организованных помех, оставаясь и по настоящее время одним из лучших комплексов в своем классе.

Благодаря высокой мобильности, простоте использования, надежности, а также уникальному сочетанию массогабаритных характеристик и эффективности эти комплексы заняли важное место в системах ПВО многих стран, а их высокие боевые показатели в локальных конфликтах закрепили за ними славу грозного оружия. По мнению многих экспертов, сегодня ПЗРК – самое эффективное зенитное средство против налетов самолетов и вертолетов, так как на местности оно практически не обнаруживается средствами разведки, применяется внезапно и скоротечно, обладает высокой точностью.

Эксперты систем ПВО пришли к выводу, что для борьбы с крылатыми ракетами (КР) необходимы боевые средства, по количеству в несколько раз превосходящие количество КР, обладающие высокой точностью попадания и

сравнительно невысокой стоимостью, высокими маневренными характеристиками. Именно ПЗРК в значительной мере отвечают этим требованиям, что было продемонстрировано в одном из последних конфликтов. В нем ракетами ПЗРК первых поколений было сбито до двухсот КР [1]. Одна из последних разработок КБМ – ПЗРК "Игла-С", комплекс повышенной эффективности.

ЧАСТЬ I. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПЗРК

1. ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПОЛЕТА И НАВЕДЕНИЯ ЗУР

1.1. Системы координат. Параметры движения воздушной цели

Движение ракеты в пространстве состоит из двух движений: движения центра масс ракеты и движения вокруг центра масс.

В связи с этим необходимо выбрать такую систему координат, в которой можно определить оба эти движения. Рассмотрим ряд связанных между собой систем координат, позволяющих решить данную задачу [2, 3].

Земная система координат ($OX_3Y_3Z_3$) представляет собой неподвижную прямоугольную систему координат, начало которой совмещается с точкой пуска ракет (рис. 1.1). Плоскость X_3OY_3 часто совмещается с плоскостью пуска ракеты так, чтобы ось OX_3 была направлена горизонтально в сторону пуска ракеты. Ось OY_3 всегда направляется вертикально вверх, а ось OZ_3 так, чтобы образовать правую систему координат. В земной системе координат определяются координаты центра масс ракеты и цели. Кроме того, все другие системы координат связываются определенным способом с земной системой координат.

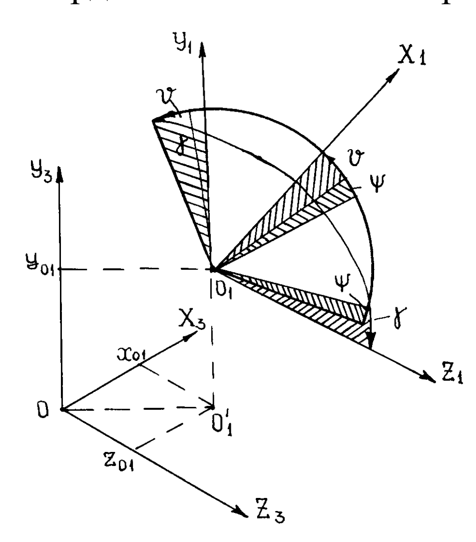


Рис. 1.1. Земная и связанная системы координат

Связанная система координат ($O_1X_1Y_1Z_1$). Положение твердого тела в пространстве в любой момент времени определяется шестью координатами: тремя координатами центра масс и тремя координатами, характеризующими ориентацию данного тела относительно осей земной системы координат. Для определения ориентации ракеты в пространстве необходимо, чтобы система осей координат ракеты была связана с ее конструкцией. Начало координат O_1 связанной системы (см. рис. 1.1) совмещено с центром масс ракеты. Ось O_1X_1 направлена вперед по продольной оси ракеты; оси O_1Y_1 и O_1Z_1 лежат в плоскостях аэродинамической симметрии ракеты: ось O_1Y_1 - в вертикальной плоскости, а ось O_1Z_1- в плоскости $X_1O_1Z_1$, образуя правую систему координат.

Ориентация связанной системы координат ракеты $O_1X_1Y_1Z_1$ относительно земной системы координат $OX_3Y_3Z_3$ определяется с помощью углов Эйлера ψ, ϑ,

γ, (см. рис. 1.1). Угол между исходным направлением (осью OX_3) и проекцией связанной оси ракеты O_1X_1 на горизонтальную плоскость называется углом рыскания (ψ). Угол между связанной осью ракеты O_1X_1 и горизонтальной плоскостью называется углом тангажа ϑ. Угол между вертикальной плоскостью, проходящей через ось O_1X_1 и связанной осью ракеты O_1Y_1, называется углом крена γ.

Скоростная система координат ($O_1X_VY_VZ_V$). Начало координат этой системы помещается в центре масс ракеты, ось O_1X_V направлена вдоль вектора скорости, ось O_1Y_V – вверх в вертикальной плоскости симметрии ракеты, а ось O_1Z_V – так, чтобы система координат была правой (рис.1.2). Положение скоростной системы относительно связанной системы координат, т.е. ориентация ракеты относительно вектора скорости набегающего потока воздуха, характеризуется углом атаки α и углом скольжения β.

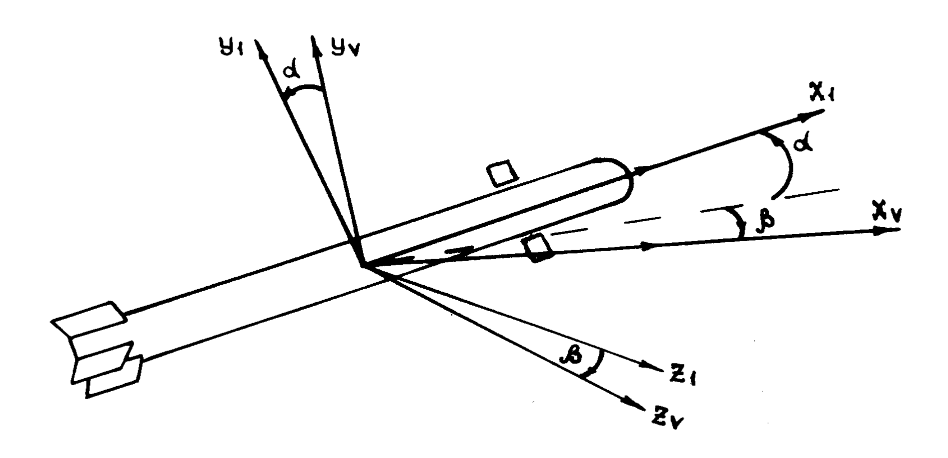


Рис.1.2. Связанная и скоростная системы координат

Угол атаки α – это угол между проекцией вектора скорости V_P на вертикальную плоскость симметрии ракеты и связанной осью O_1X_1 ($\alpha > 0$, когда ось O_1X_1 расположена над проекцией вектора скорости).

Угол скольжения β – это угол между вектором скорости V_P и вертикальной плоскостью симметрии ракеты (плоскостью $O_1X_1Y_1$). Угол β принято считать положительным в случае, когда вектор скорости относительно вертикальной плоскости повернут вправо.

Положение скоростной системы координат ракеты относительно осей земной системы характеризуется углом наклона траектории ракеты к горизонтальной плоскости и углом курса, определяющим направление вектора

скорости в горизонтальной плоскости относительно некоторого направления, принятого за начальное.

Параметрами движения воздушной цели называются величины, определяющие характер движения цели во времени. К параметрам движения цели относятся (рис. 1.3):

скорость цели $V_{ц}$;

скорость изменения дальности между ракетой и целью $D^{\bullet}$;

угловая скорость поворота линии ракета-цель (линии визирования) в пространстве $\varepsilon^{\bullet}_{л}$.

Скорость цели является величиной векторной, она определяется модулем (абсолютной величиной) и направлением.

Направление вектора скорости в пространстве задают двумя углами:

углом в вертикальной плоскости между вектором скорости и плоскостью горизонта λ;

углом в горизонтальной плоскости между проекцией вектора скорости и проекцией линии визирования цели, называемым путевым углом q (вместо путевого угла направление вектора скорости в горизонтальной плоскости может определять курсовой угол Q).

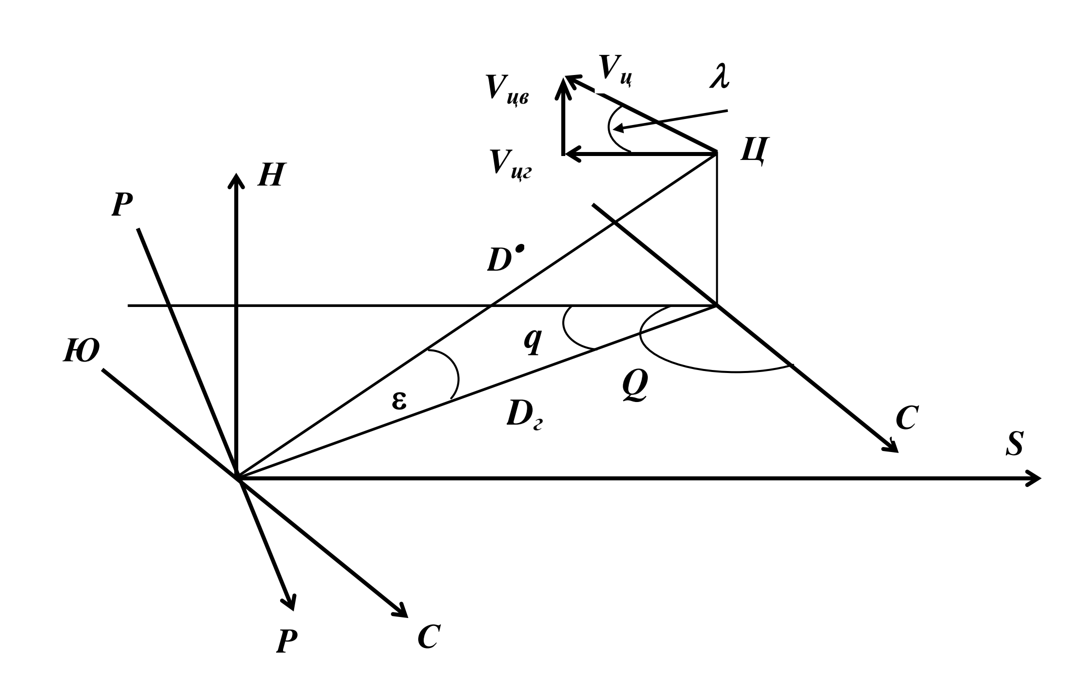


Рис.1.3. Система параметров движения цели

Если движение цели соответствует уменьшению высоты, то угол λ называется углом пикирования, а если увеличению высоты, – углом

кабрирования. При значении путевого угла менее 90^0 курс цели является встречным, а при $q > 90^0$ – догонным.

Маневренные возможности цели (самолета) определяются его располагаемыми перегрузками и физиологическими возможностями летчика. Для противодействия средствам ПВО самолеты могут применять различные виды маневра: разгон и торможение, вираж, пикирование, "горку" и др.

Разгон и торможение – наиболее простые виды маневра самолета. Их осуществление зависит от диапазона скоростей, т.е. от разницы между минимально допустимой и максимальной скоростями полета. При большой тяговооруженности современных самолетов их минимально допустимая скорость определяется условием безопасности горизонтального полета по углу атаки, а максимальная скорость находится по условию равенства потребной и располагаемой тяг двигателя. С увеличением высоты полета диапазон скоростей уменьшается и на теоретическом потолке самолета становится равным нулю.

Виражом принято называть криволинейный полет самолета в горизонтальной плоскости. Резкие изменения направления полета в горизонтальной плоскости называют маневром типа змейка.

При **пикировании** самолет за сравнительно малое время значительно теряет высоту своего полета. Вывод самолета из пикирования осуществляется путем увеличения угла атаки и создания перегрузки, действующей по направлению подъемной силы. При выходе из пикирования перегрузка равна максимальной и, как правило, ограничивается физиологическими возможностями экипажа.

"Горкой" называется маневр самолета в вертикальной плоскости, используемый для быстрого набора высоты при неизменном направлении полета. Выполнение "горки" позволяет, в частности, используя кинетическую энергию, набрать высоту, превышающую статический потолок самолета. Восходящий маневр может оказаться целесообразным в том случае, если досягаемость ракеты по высоте не превосходит динамического потолка обстреливаемой цели.

Для противодействия управлению и стрельбе воздушные цели могут сочетать все перечисленные виды маневров.

1.2. Силы и моменты, действующие на ракету

Основными силами, определяющими движение ракеты, являются сила тяги, сила веса и аэродинамические силы (рис.1.4).

Величина силы тяги реактивного двигателя определяется уравнением Мещерского [2, 3]:

$$P = \mu U + S_c(p_a - p_h), \tag{1.1}$$

где μ – секундный расход массы топлива;

U – относительная скорость истечения газов двигателя;

S_c – площадь выходного сечения сопла;

p_a – давление в газовом потоке на срезе сопла;

p_h – внешнее статическое давление на высоте h.

Одним из основных показателей эффективности ракетного двигателя является удельная тяга, под которой понимается тяга двигательной установки, отнесенная к общему весовому секундному расходу отбрасываемых масс:

$$P_{уд} = P:(\mu g_o), \tag{1.2}$$

где μg_o – весовой секундный расход топлива у поверхности Земли.

Скорость, которую может получить ракета в идеальном случае, когда ее движение происходит не только вне пределов атмосферы, но и вне пределов поля тяготения, определяется уравнением Циолковского:

$$V = -U_e ln(M_к/M_o), \tag{1.3}$$

где U_e – эффективная скорость истечения газов;

M_o и $M_к$ – начальная и конечная масса ракеты соответственно.

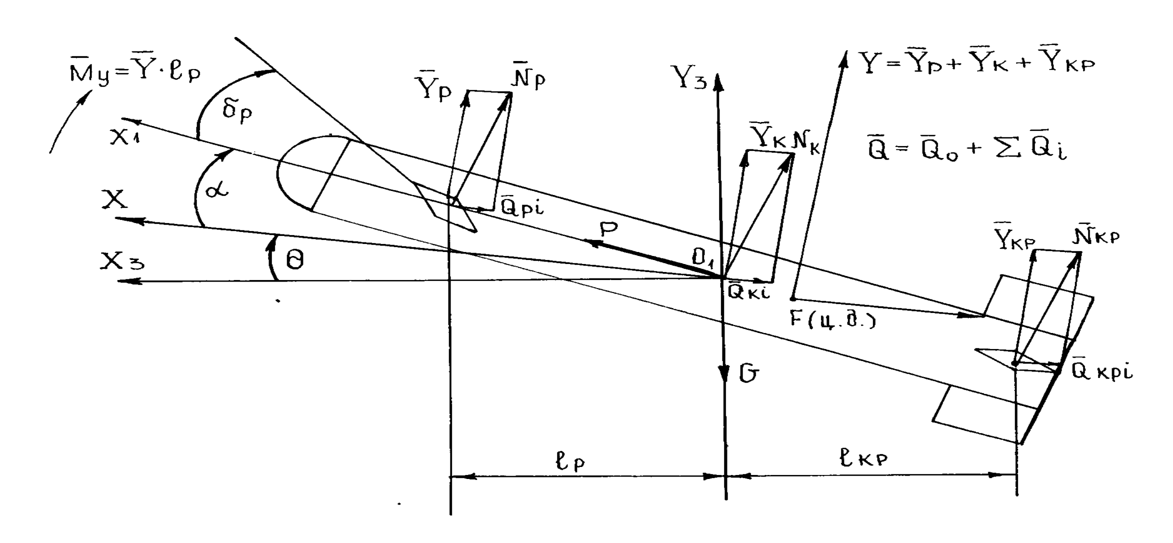


Рис.1.4. Силы и моменты, действующие на ракету

Изменение величины (модуля) вектора скорости определяется соотношением силы тяги двигателя и силы полного аэродинамического сопротивления ракеты. На начальном (после старта ракеты) участке траектории требуется разогнать ракету до некоторой скорости V, а затем поддерживать эту скорость примерно постоянной. Это обеспечивается созданием двухрежимных маршевых двигателей. При их работе в первом режиме сила тяги двигателя существенно превосходит силу полного сопротивления ракеты, чем обеспечивается ее разгон. Переход работы двигателя во второй режим сопровождается уменьшением тяги до величины, примерно равной силе сопротивления.

Сила веса (тяжести) $\vec{G}$ определяется как произведение массы ракеты на ускорение свободного падения ($\vec{G} = m\vec{g}$). При полете ракеты ее масса, а следовательно, и вес, монотонно убывают по мере выгорания топлива. Точка приложения равнодействующей силы веса – центр масс ракеты – по мере выгорания топлива перемещается по ракете в зависимости от конструкции ракеты в целом и двигательной установки в частности.

Ракета, как и всякое тело, движущееся в воздушном пространстве, испытывает со стороны последнего воздействие в виде давления, распределенного по всей поверхности определенным образом. Равнодействующая сил давления называется полной аэродинамической силой $\vec{R}$. Для удобства анализа законов движения ракеты полную аэродинамическую силу обычно раскладывают по осям скоростной системы координат на составляющие $\vec{Q}, \vec{Y}, \vec{Z}$.

Составляющая $\vec{Q}$ аэродинамической силы по касательной к траектории движения центра масс тела (или проекция полной аэродинамической силы на направление вектора скорости) называется силой лобового сопротивления. Эта сила всегда направлена в сторону, противоположную движению.

Составляющая $\vec{Y}$ полной аэродинамической силы по оси O_1Y_V называется подъемной силой.

Составляющая $\vec{Z}$ полной аэродинамической силы по оси O_1Z_V скоростной системы координат называется силой сноса.

Полная аэродинамическая сила может быть разложена и на составляющие по осям связанной системы координат $O_1X_1Y_1Z_1$. Составляющие полной аэродинамической силы по этим осям обозначаются через $\vec{Q}_1$, $\vec{N}$, $\vec{T}$ и называются осевой, поперечной и боковой аэродинамическими силами.

Точка приложения полной аэродинамической силы называется центром давления (ц. д.) или фокусом (F). Центр давления может рассматриваться как

точка пересечения равнодействующей аэродинамических сил с осью ракеты. Положение центра давления исключительно зависит от аэродинамической формы ракеты. Так как в общем случае центр давления не совпадает с центром масс, то, приводя систему сил к центру масс (тяжести), можно получить результирующий аэродинамический момент, который также может быть разложен по осям скоростной или связанной систем координат. Каждый из составляющих моментов рассматривается обычно как сумма двух моментов - статического и демпфирующего:

$$\vec{M}_a = \vec{M}_{ст} + \vec{M}_{д} \quad (1.4)$$

Статический момент создается системой аэродинамических сил, приведенных к центру масс ракеты, при угле атаки не равном нулю. Если этот момент направлен в сторону уменьшения угла атаки α, он носит название восстанавливающего или стабилизирующего. При обратном направлении этот момент называется опрокидывающим или дестабилизирующим.

Под демпфирующими понимаются моменты, величины которых зависят от угловой скорости вращения ракеты относительно некоторой оси. Демпфирующие моменты направлены в сторону, противоположную вращению, и в первом приближении пропорциональны угловой скорости вращения. Возникновение и величины демпфирующих моментов зависят от условий обтекания ракеты внешним потоком и от условий течения жидкостей и газов внутри ракеты и двигателя.

Наведение ракеты на цель (изменение направления полета) обеспечивается созданием управляющих сил, которые по своей физической природе могут быть аэродинамическими, возникающими как результат взаимодействия воздушного потока с планером ракеты, и газодинамическими (реактивными).

Планер ракеты представляет собой корпус ракеты, на котором размещаются крылья, стабилизаторы и рули. По расположению крыльев и рулей относительно центра масс ракеты различают несколько (рис. 1.5) аэродинамических схем зенитных управляемых ракет (ЗУР) [4].

Нормальная схема (рис. 1.5, *а*). В нормальной схеме рули и стабилизаторы расположены позади крыльев и центра масс в хвостовой части ракеты. Преимуществом нормальной схемы считается то, что рули, расположенные на значительном удалении от центра масс ЗУР, создают достаточные управляющие моменты при их относительно небольших площадях.

Благодаря этому уменьшаются мощность и масса приводов рулей. Недостатком этой схемы является запаздывание маневра ЗУР после отклонения рулей.

Схема "бесхвостка" (рис. 1.5, *б*). Данная схема является разновидностью нормальной схемы. В ней крыло выполняет функции как крыла, так и стабилизатора и отличается большой стреловидностью и малым размахом.

Схема "утка" (рис. 1.5, *в*). В аэродинамической схеме "утка" рули расположены в головной части ракеты (впереди центра масс), а крылья, выполняющие функцию стабилизаторов, расположены в хвостовой части корпуса ракеты. Схема "утка" удобна с точки зрения компоновки ракеты, так как рулевые машинки могут быть расположены близко к аппаратуре управления полетом и рулям. Достоинствами схемы "утка" являются малые площадь рулей, масса и мощность рулевого привода, недостатком - вредное воздействие возмущенного рулями потока воздуха на крылья (стабилизаторы), создающего момент "косой" обдувки, приводящий к нестабильности положения ракеты относительно ее продольной оси. Эти схемы получили широкое распространение в ЗУР ближнего и малого радиусов действия.

Схема "поворотное крыло" (рис. 1.5, *г*). В данной схеме крылья расположены около (несколько впереди) центра масс ракеты и наряду с функцией крыла выполняют функцию рулей. Неподвижный стабилизатор расположен в хвостовой части ракеты. Преимущество схемы "поворотное крыло" заключается в удобстве компоновки бортовой аппаратуры управления, а также в маневре практически без изменения углов атаки, что невозможно в рассмотренных выше схемах. Основной недостаток этой схемы – большая площадь поворотных крыльев, что вызывает рост лобового сопротивления и требует увеличенной мощности, а значит, и большей массы их приводов.

Принцип образования управляющих аэродинамических сил и моментов рассмотрим для случая наведения ракеты на цель (при управлении ракетой в вертикальной плоскости) для аэродинамической схемы "утка" [4].

При отсутствии ошибки наведения, когда рули находятся в нейтральном положении, вектор скорости ракеты совпадает с продольной осью ракеты. В этом случае на ракету воздействуют сила тяги двигателя $\vec{P}$, сила тяжести $\vec{G}$ и сила лобового сопротивления $\vec{Q}_0$ (см. рис. 1.4).

При наличии ошибки наведения бортовая аппаратура вырабатывает сигнал управления рулями ракеты, которые отклоняются на соответствующий угол $\delta_р$. Набегающий на руль воздушный поток приводит к возникновению нормальной (перпендикулярной) к поверхности ракеты силы $\vec{N}_p$, которая может быть

разложена на две составляющие вдоль осей O_1X, O_1Y скоростной системы координат. Составляющая $\vec{Y}_p$, перпендикулярная вектору скорости ракеты $\vec{V}_p$, называется подъемной силой руля, а составляющая $\vec{Q}_{pi}$, действующая в обратном вектору скорости направлении, – индуктивным (наведенным) сопротивлением руля.

Подъемная сила $\vec{Y}_p$ создает относительно центра масс ракеты управляющий момент $\vec{M}_y = \vec{Y}_p l_p$, разворачивающий корпус ракеты, т.е. отклоняющий продольную ось ракеты от направления вектора скорости на некоторый угол атаки α. При возникновении угла атаки набегающий на крылья воздушный поток вызывает действие нормальной силы $\vec{N}_{кр}$, которая также раскладывается на две составляющие: подъемную силу крыла $\vec{Y}_{кр}$ и силу индуктивного сопротивления крыла $\vec{Q}_{крi}$.

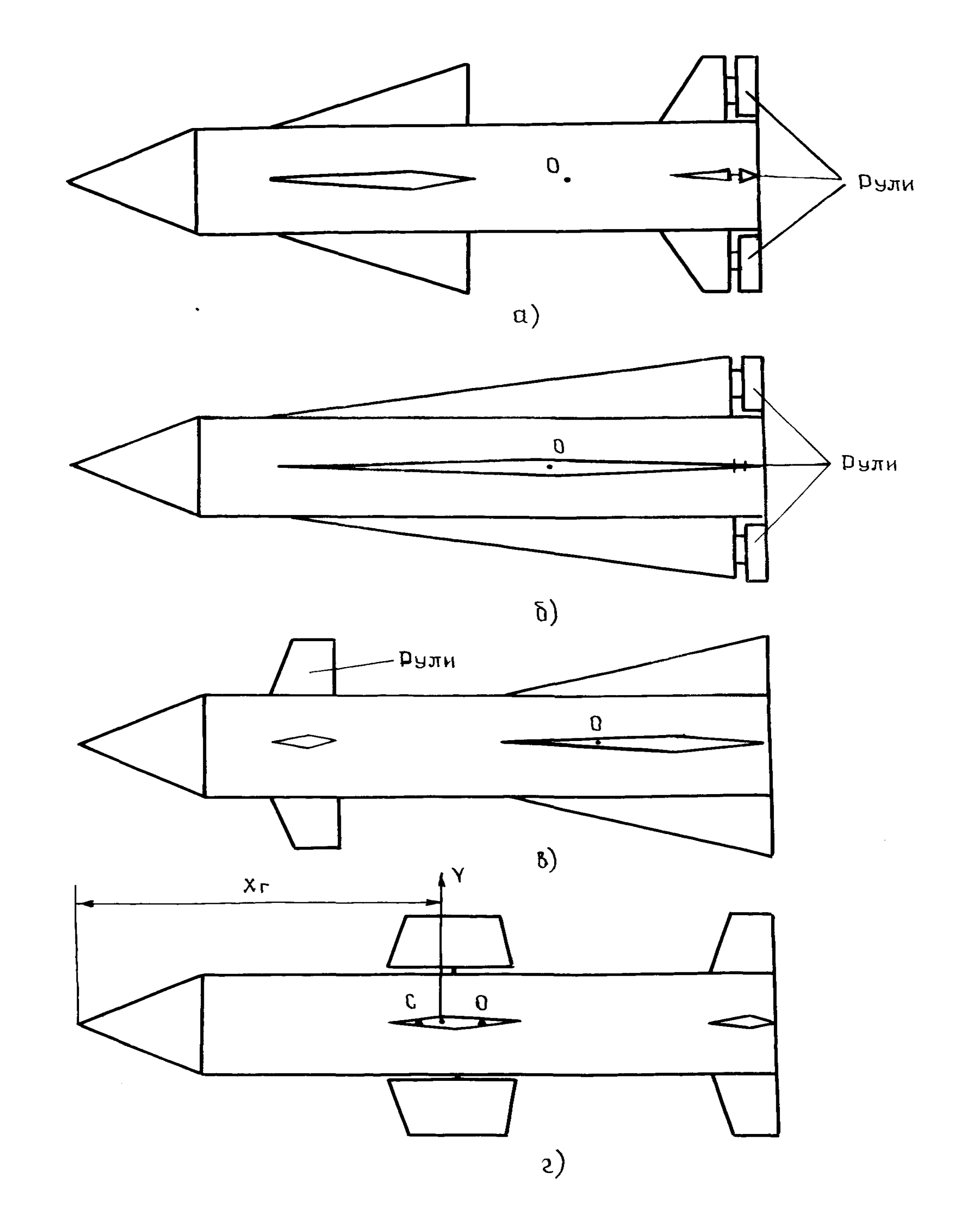


Рис. 1.5. Аэродинамические схемы ЗУР:
а – нормальная схема; *б* – "бесхвостка"; *в* – "утка"; *г* – "поворотное крыло"

Подъемная сила $\vec{Y}_{кр}$ создает стабилизирующий момент $\vec{M}_{ст} = \vec{Y}_{кр} l_{ст}$, стремящийся развернуть корпус ракеты относительно центра масс таким образом, чтобы совместить направление продольной оси ракеты с направлением вектора скорости, т.е. стремящийся уменьшить угол атаки α.

При равенстве $\vec{M}_{ст} = \vec{M}_y$ полет ракеты будет происходить на так называемом балансировочном режиме, когда определенному углу отклонения руля $\delta_р$ ракеты соответствует строго определенное значение угла атаки α.

За счет вывода ракеты на угол атаки возникает нормальная сила $\vec{N}_к$, действующая на корпус ракеты, которая раскладывается на две составляющие вдоль осей скоростной системы координат: подъемную силу корпуса ракеты $\vec{Y}_k$ и силу индуктивного сопротивления корпуса ракеты $\vec{Q}_{ki}$.

Суммарная подъемная сила ракеты является нормальной управляющей силой и используется для изменения траектории полета ракеты. Она образуется путем сложения подъемных сил корпуса $\vec{Y}_k$, крыльев $\vec{Y}_{кр}$ и рулей $\vec{Y}_p$:

$$\vec{Y} = \vec{Y}_k + \vec{Y}_{кр} + \vec{Y}_p. \quad (1.5)$$

В аэродинамической схеме "утка" для создания положительного угла атаки руль необходимо отклонить на положительный угол. Подъемная сила рулей совпадает с подъемной силой корпуса и крыльев. В нормальной аэродинамической схеме и "бесхвостке" подъемная сила, вызванная отклонением рулей, вычитается из подъемной силы корпуса и крыльев, т.е. происходит некоторая потеря управляющей силы.

Полное лобовое сопротивление ракеты определяется суммой сил:

$$\vec{Q} = \vec{Q}_0 + \vec{Q}_{kpi} + \vec{Q}_{pi} + \vec{Q}_{ki}, \quad (1.6)$$

где $\vec{Q}_0$ – сила сопротивления ракеты при нулевом угле атаки;

$\vec{Q}_{kpi}$ – сила индуктивного сопротивления крыла;

$\vec{Q}_{pi}$ – сила индуктивного сопротивления руля;

$\vec{Q}_{ki}$ – сила индуктивного сопротивления корпуса.

Маневренность ЗУР обычно характеризуется скоростью изменения направления и величиной вектора скорости $\vec{V}$, т.е. величиной нормального $\vec{W}_n$ и касательного $\vec{W}_k$ ускорения ракеты. В качестве числовых характеристик маневренности ракеты обычно используются не величины нормального и касательного ускорений, а значения перегрузок по нормали и касательной к траектории полета.

Перегрузкой принято называть отношение действующей управляющей силы к силе веса ракеты. Она определяет, во сколько раз ускорение ракеты в данном направлении больше или меньше ускорения силы тяжести, т.е.

$$n = W : g. \qquad (1.7)$$

Нормальные перегрузки, которые может получить ракета в данных условиях полета при максимальном отклонении ее рулей, называются располагаемыми перегрузками. Располагаемые перегрузки определяют минимальный радиус кривизны траектории, который может описать ракета при наведении на цель. Располагаемые перегрузки при заданных параметрах аэродинамической схемы ракеты зависят от скорости и высоты ее полета. Если полет ракеты происходит в плотных слоях атмосферы, то располагаемые перегрузки могут ограничиваться предельно допустимыми из условий прочности ракеты.

1.3. Методы наведения самонаводящихся ракет

Методом наведения называется заданный закон сближения ракеты с целью, который в зависимости от координат и параметров движения цели определяет требуемое движение ракеты (кинематическую траекторию) [3].

Для определения требований к методам наведения рассмотрим понятие мгновенный промах ракеты. Система самонаведения перестает действовать на некотором малом расстоянии от цели, которое определяет величину мертвой зоны самонаведения. Основными причинами, вызывающими появление мертвой зоны самонаведения, могут быть [3]:

большие угловые скорости линии ракета-цель в районе точки встречи и, как следствие, насыщение следящих систем автосопровождения цели по угловым координатам ($\dot{\varepsilon}_л > \dot{\varepsilon}_{доп}$);

угол пеленга цели превышает допустимый ($\eta > \eta_{доп}$.);

"ослепление" координатора цели ГСН при малых значениях расстояний до цели. Причины этого явления различны и в каждом конкретном случае определяются конструктивными особенностями ГСН.

Для обычных условий встречи ракеты с целью радиус кривизны траектории ракеты (r_m) значительно превосходит величину мертвой зоны. Поэтому в пределах мертвой зоны траектория ракеты мало отличается от прямолинейной, а скорость практически остается постоянной. Если в момент срыва самонаведения вектор скорости ракеты направлен в мгновенную точку встречи (вектор относительной скорости ракеты совпадает с линией ракета-цель), то произойдет попадание ракеты в цель.

Под мгновенной точкой встречи в общем случае понимается точка, в которой произошла бы встреча ракеты с целью, если бы начиная с данного момента времени ракета и цель двигались бы прямолинейно и равномерно. Ошибка в положении вектора скорости ракеты $\vec{V}$ относительно мгновенной точки встречи приводит к промаху ракеты. Величина этого промаха h (рис. 1.6) равна:

$$h = D_{ср} sin\mu, \tag{1.8}$$

где μ – угол между вектором относительной скорости ракеты и линией ракета-цель;

$D_{ср}$ – расстояние ракета-цель в момент срыва самонаведения ракеты.

Учитывая, что

$$D_{ср}\dot{\varepsilon}_{л} = V_{отн} sin\mu,$$

получим

$$h = D^2_{ср}\dot{\varepsilon}_{л} / V_{отн}, \tag{1.9}$$

где $V_{отн} = \sqrt{V^2 + V^2_{ц} - 2VV_{ц}\,cos\,VV_{ц}}$ – относительная скорость сближения ракеты и цели.

Согласно (1.9) величина промаха ракеты, вызванного наличием мертвой зоны управления, пропорциональна угловой скорости линии ракета-цель ($\dot{\varepsilon}_{л}$) и радиусу мертвой зоны самонаведения. Для получения высокой точности наведения угловую скорость $\dot{\varepsilon}_{л}$ в районе встречи ракеты с целью выбором метода наведения необходимо сводить к нулю.

Время неуправляемого полета ракеты после срыва самонаведения до встречи ракеты с целью составляет доли секунды, что практически исключает возможность маневра цели. Поэтому мгновенный промах можно считать равным действительному промаху ракеты.

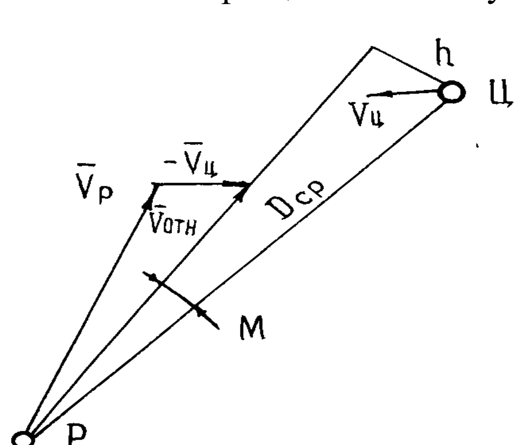


Рис. 1.6. Мгновенный промах ракеты

Погрешность расчета по формуле (1.9) из-за криволинейного движения ракеты после срыва самонаведения можно оценить, предположив, что в пределах мертвой зоны ракета движется с постоянным нормальным ускорением W_n. При этом условии поправка к значению промаха равна:

$$h_w = W_n\,(\Delta t)^2 : 2 = W_n\,D^2_{ср} : (2V_{отн}), \tag{1.10}$$

где $\Delta t = D_{ср}/V_{отн}$ – время полета ракеты в пределах мертвой зоны самонаведения.

В этом случае действительный промах ракеты $h_д$ равен:

$$h_л = h + h_w = D_{ср}^2\ [\varepsilon_л : D + W_п : (2V_{отн})]. \qquad (1.11)$$

С учетом вышесказанного рассмотрим основные требования к методам самонаведения.

1. Метод наведения должен обеспечивать наименьшую кривизну кинематической траектории на всех участках полета, особенно в районе точки встречи.

ЗУР имеет ограниченную маневренность. В заданных условиях полета и при заданной скорости ракеты минимальный радиус кривизны траектории, по которой способна лететь ракета, определяет ее располагаемые перегрузки.

Характер кинематической траектории определяет так называемые потребные кинематические перегрузки ракеты $n_к$, т.е. перегрузки, которыми должна обладать ракета для полета по этой траектории. Для наведения ракеты на цель с допустимыми ошибками в каждой плоскости управления должно выполняться следующее условие:

$$n_{расп} = n_к + n_{фл} + n_w + n_т, \qquad (1.12)$$

где $n_{расп}$ – располагаемая перегрузка ракеты;

$n_к$ – потребная перегрузка ракеты для движения по кинематической траектории;

$n_{фл}$ – запас нормальных перегрузок ракеты для отработки случайных (флуктуационных) ошибок;

n_w – перегрузка, необходимая для отработки изменения угловой скорости линии ракета-цель за счет продольного ускорения ракеты (при методах самонаведения);

$n_т$ – перегрузка, необходимая для компенсации силы тяжести ракеты.

Сравнивая потребные перегрузки с располагаемыми, можно оценить возможность полета ракеты по требуемой траектории для встречи ракеты с целью в данных условиях стрельбы.

Если метод наведения приводит к возрастанию кривизны кинематической траектории ракеты по мере ее приближения к цели, то для обеспечения заданных боевых возможностей ЗРК требуется создание более маневренной ракеты, что приведет к возрастанию ее габаритов и массы. Кроме того, кривизна кинематической траектории в районе точки встречи влияет на величину ошибок

наведения ракеты на цель. Следовательно, уменьшение кривизны кинематической траектории по мере приближения ракеты к цели - одно из существенных требований к методу наведения. Спрямление кинематической траектории приводит также к уменьшению потребной дальности полета и полетного времени ракеты до цели.

2. Метод наведения должен обеспечивать встречу ракеты с целью во всем заданном диапазоне скоростей, высот и курсовых параметров ее движения.

Уничтожение воздушных целей ЗУР предусматривается в первую очередь при стрельбе навстречу. Однако в ходе отражения воздушного налета не исключены случаи обстрела цели вдогон. Поэтому выбор метода наведения должен учитывать возможный диапазон изменения координат и параметров движения цели, а также случаи стрельбы вдогон.

3. Метод наведения должен обеспечивать требуемую точность сближения ракеты с целью в различных условиях стрельбы. Маневр цели не должен приводить к существенному снижению точности наведения ракеты на цель. Для учета условий стрельбы (стрельба по целям низколетящим или высотным, малоскоростным или скоростным, вдогон или навстречу) метод наведения должен обладать некоторой степенью "гибкости", т.е. допускать "оптимизацию" кинематической траектории за счет изменения некоторого управляемого параметра в уравнениях связи.

4. Метод наведения должен быть достаточно простым в смысле его приборной реализации. Однако это требование всегда подчинено тактическим требованиям.

Метод самонаведения определяет требуемое направление вектора скорости ракеты относительно линии ракета-цель. По характеру связи все методы самонаведения являются двухточечными и их можно разделить на две подгруппы:

методы с фиксированным положением требуемого направления вектора скорости относительно линии ракета-цель;

методы с изменяющимся положением требуемого направления вектора скорости относительно линии ракета-цель.

К методам с фиксированным положением требуемого направления вектора скорости относительно линии ракета-цель относятся: метод прямого наведения, метод прямого наведения с постоянным углом упреждения, метод погони и метод погони с постоянным углом упреждения.

Метод прямого наведения – это метод, при котором в процессе движения ракеты к цели выполняется условие: продольная ось ракеты постоянно

направлена на цель. Это условие требует равенства угла тангажа ракеты ϑ углу наклона линии ракета-цель $\varepsilon_л$ (рис. 1.7):

$$\vartheta = \varepsilon_л . \qquad (1.13)$$

Откуда следует, что параметром рассогласования (ошибкой наведения) является угол $\Delta_\vartheta = \varepsilon_л - \vartheta$.

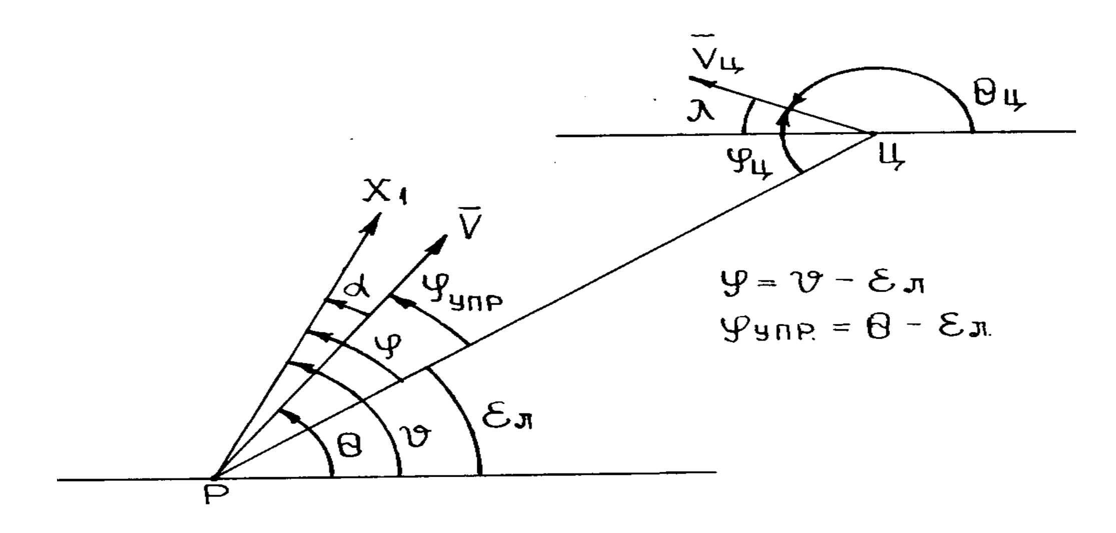


Рис. 1.7. Взаимное положение ракеты и цели в вертикальной плоскости

Метод прямого наведения с постоянным углом упреждения требует постоянного упреждения продольной осью ракеты линии ракета-цель:

$$\varphi = \varphi_0 , \qquad (1.14)$$

где φ – текущее значение угла между продольной осью ракеты и линией ракета-цель;

φ_0 – заданный угол упреждения, откуда следует, что параметром рассогласования в этом методе является угол $\Delta\varphi = \varphi_0 - \varphi$.

Метод погони (чистого преследования) – метод наведения, при котором в процессе полета ракеты вектор ее скорости совпадает с линией ракета-цель, т.е.

$$\theta = \varepsilon_л . \qquad (1.15)$$

Параметром рассогласования в этом методе является угол $\Delta\theta = \theta = \varepsilon_л$, где θ – угол наклона вектора скорости ракеты.

Метод погони с постоянным углом упреждения требует такого движения ракеты, при котором вектор ее скорости упреждает линию ракета-цель

на заданный постоянный угол упреждения $\varphi_{упр}$. Уравнение связи метода имеет вид $\varphi_{упр} = \theta - \varepsilon_л$.

К методам с изменяющимся положением требуемого направления вектора скорости относительно линии ракета-цель относятся: метод параллельного сближения и метод пропорционального сближения.

Метод параллельного сближения – метод, при котором линия ракета-цель в процессе полета ракеты к цели перемещается параллельно первоначальному положению, т.е. угловая скорость линии ракета-цель должна быть равна нулю:

$$\dot{\varepsilon}_л = 0. \tag{1.16}$$

Это один из упредительных методов, в котором угол упреждения равен

$$\varphi_{упр} = arcsin\ [(V_ц : V)\ sin\varphi_ц], \tag{1.17}$$

где $\varphi_ц$ – угол между вектором $V_ц$ и линией ракета-цель.

Методом пропорционального сближения называется метод наведения, при котором в течение всего времени полета ракеты к цели угловая скорость поворота вектора скорости ракеты $\dot{\theta}$ остается пропорциональной угловой скорости линии ракета-цель $\dot{\varepsilon}_л$:

$$\dot{\theta} = k\dot{\varepsilon}_л, \tag{1.18}$$

где k – коэффициент пропорциональности (навигационная постоянная).

Сущность метода заключается в том, что для обеспечения встречи ракеты с целью в упрежденной точке необходимо свести к нулю угловую скорость вращения линии ракета-цель Невыполнение условия (1.18) приводит к возникновению параметра рассогласования вида $\Delta\dot{\theta} = k\dot{\varepsilon}_л - \dot{\theta}$.

Реализация этого метода требует измерения величин $\dot{\varepsilon}_л$ и $\dot{\theta}$. Если первая из них ($\dot{\varepsilon}_л$) измеряется следящим координатором цели головки самонаведения, то для измерения $\dot{\theta}$ требуется установка на борту ЗУР флюгерного устройства, которое производит измерение угловой скорости вращения вектора скорости ракеты с большими ошибками. Чаще величину $\dot{\theta}$ измеряют косвенным способом: по величине нормальных перегрузок ракеты W_n. Так как $W_n = V\dot{\theta}$, то $\dot{\theta} = W_n / V$. Величина W_n может измеряться датчиками линейных ускорений или оцениваться по углу поворота рулей.

Коэффициент пропорциональности *k* обычно принимается равным нескольким единицам (обычно $3 < k < 7$). Его величина изменяется в зависимости от курса обстреливаемой цели. При стрельбе навстречу она наибольшая, при стрельбе вдогон (в заднюю полусферу) – наименьшая. Из уравнения (1.18) следует, что при $k = 1$ метод пропорционального сближения соответствует методу погони, а при $k = \infty$ – методу параллельного сближения.

Благодаря сравнительной простоте реализации этот метод нашел широкое применение в самонаводящихся ЗУР ЗРК ближнего действия.

Рассмотрим вид траектории полета ракеты, наводимой по методу пропорционального сближения. Для графического построения траектории ракеты зададимся параметрами полета ракеты и цели. Пусть цель движется прямолинейно и равномерно и в момент начала самонаведения находится в точке $Ц_0$ (рис.1.8).

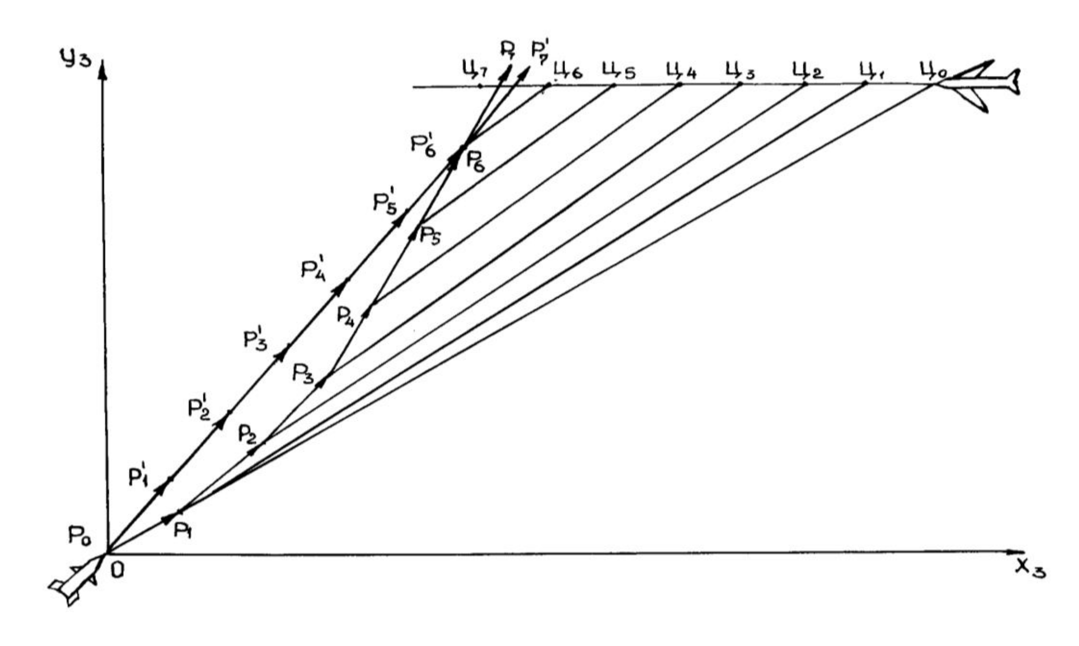


Рис. 1.8. Траектория ЗУР при методе пропорционального сближения

Через достаточно малые промежутки времени Δt цель проходит расстояние $V_ц \Delta t$. Последовательные положения цели в моменты времени t_1, t_2, ... обозначены точками $Ц_1$, $Ц_2$,... Ракета в момент начала самонаведения находится в точке P_0 и летит с постоянной скоростью V точно на цель. Через $\Delta t = t_1 - t_0$ ракета переместится в точку P_1, при этом линия визирования $P_1Ц_1$ повернется в пространстве по отношению к линии $P_0Ц_0$ на некоторый угол. Следовательно, угловая скорость линии визирования $\varepsilon_л$ не равна нулю, рули под действием команды управления отклоняются и направление вектора скорости ракеты *V* меняется.

Через $\Delta t = t_2 - t_1$ ракета переместится в точку $Р_2$. Так как линия $Р_2Ц_2$ не параллельна линии $Р_1Ц_1$, то угловая скорость линии визирования в точке $Р_2$ опять не равна нулю. Рули находятся в отклоненном положении и направление вектора скорости под действием управляющей силы продолжает изменяться. Следует отметить, что управляющая сила, пропорциональная $\dot{\varepsilon}_л$, в точке $Р_2$ меньше, чем в точке $Р_1$. Когда вектор скорости ракеты повернется относительно курса цели на такой угол, что линия визирования перестанет вращаться и будет оставаться параллельной самой себе (например, $Р_4Ц_4 \,||\, Р_5Ц_5 \,||\, Р_6Ц_6$), управляющая сила станет равной нулю, и ракета будет лететь прямолинейно в упрежденную точку встречи.

Если в момент пуска правильно введено упреждение и вектор скорости ракеты направлен в упрежденную точку встречи, то при принятой гипотезе движения цели ракета будет лететь прямолинейно (точки $Р_1'$, $Р_2'$,...) и встреча ракеты с целью произойдет раньше.

Траектория полета ракеты при реализации метода погони представлена на рис. 1.9.

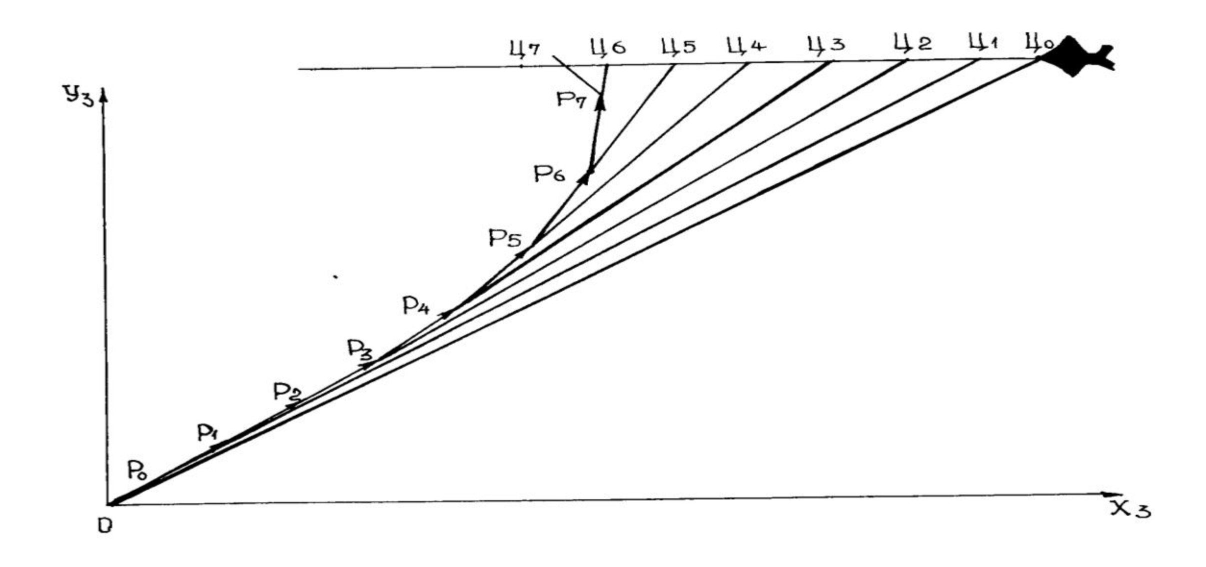


Рис. 1.9. Траектория полета ЗУР при методе погони

Сравнивая кинематические траектории полета ракет на рис. 1.8 и 1.9, можно сделать вывод, что точность наведения ракеты по методу пропорционального сближения значительно выше, а потребные перегрузки значительно ниже, чем при наведении по методу погони.

1.4. Общие сведения об источниках теплового излучения

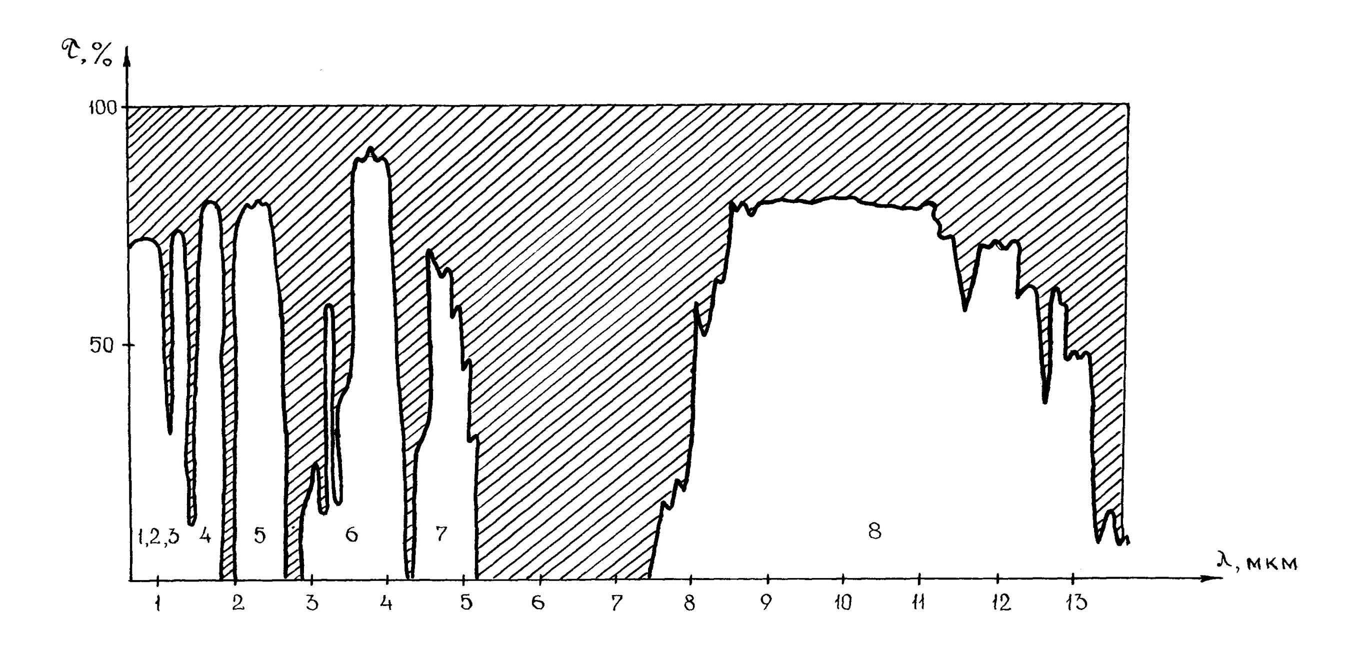
В современных самонаводящихся ЗУР ближнего действия (БД) применяются оптические, пассивные, гироскопические ГСН. Для таких ГСН источником информации является собственное излучение целей в оптическом диапазоне длин волн, границами которого являются [5]: с одной стороны – рентгеновское излучение с $\lambda_{ри}=10^{-8}$ м (0,01 мкм), с другой – радиодиапазон (децимиллиметровые волны) с $\lambda_{рд} = 10^{-4}$ м (100 мкм). Сам оптический диапазон разбит на три поддиапазона:

ультрафиолетовый с длиной волны излучения $0,01 < \lambda < 0,4$ мкм;

фотоконтрастный (видимое глазом излучение) с длиной волны излучения $0,4 < \lambda < 0,76$ мкм;

инфракрасный с длиной волны излучения $0,76 < \lambda < 100$ мкм.

В свою очередь инфракрасный (ИК) поддиапазон разбит условно на две области: ближнюю ($\lambda < 15$ мкм) и дальнюю ($\lambda > 15$ мкм). В ГСН ЗУР БД широко используются два поддиапазона оптических волн: фотоконтрастный (ФК) и инфракрасный (ближняя ИК область спектра). На распространение волн оптического диапазона большое влияние оказывает состояние атмосферы (количество водяных паров, пыли, твердых частиц, температура, давление и др. факторы). Воздействие атмосферы сводится к ослаблению энергии оптического излучения и изменению параметров передаваемых с их помощью сигналов. Ослабление атмосферой энергии оптического излучения обусловливается рассеянием и поглощением энергии. Необходимо отметить, что пропускание атмосферой оптического излучения носит избирательный характер и зависит от высоты. В приземном слое атмосферы можно выделить сравнительно узкие области ("окна") прозрачности [5]: 0,4…0,8; 0,95…1,05; 1,15…1,35; 1,5…1,8; 2,1…2,4; 3,3…4,2; 4,5…5,1; 8…13 мкм (рис. 1.10). С увеличением высоты ширина



"окон" прозрачности увеличивается.

Рис. 1.10. “Окна” прозрачности приземного слоя атмосферы толщиной 1850 м

Общеизвестно, что все тела, температура которых отличается от абсолютного нуля, излучают электромагнитную энергию, параметры которой (мощность, спектральная плотность и др.) зависят от температуры, площади, коэффициента излучения и др. параметров излучателя в соответствии с законами излучения (Планка, Голицина-Вина, Стефана-Больцмана). Твердые тела имеют непрерывный спектр излучения, максимум которого соответствует длине волны:

$$\lambda_{max} = 2896/\theta \text{ мкм}, \tag{1.19}$$

где θ [K] – абсолютная температура тела (в Кельвинах).

К твердотельным излучателям оптического диапазона можно отнести:

планер, который излучает в основном в ФК поддиапазоне;

нагретые элементы конструкции двигателя (сопло, лопатки турбины, выхлопные патрубки и головки цилиндров поршневых двигателей) с температурой θ = 1100...1800 К, что соответствует длинам волн λ = 1,6...2,5 мкм. Кроме того, к таким излучателям можно отнести и организованные помехи типа ложная тепловая цель (ЛТЦ) с температурой излучателя порядка 2000...2500 К.

Направления и интенсивность измерения тепловой энергии целями характеризуются индикатрисами. Индикатрисы излучения тепловой энергии нагретыми элементами различных типов воздушных целей в вертикальной и горизонтальной плоскостях представлены на рис. 1.11. Несколько другой характер излучения имеют газы, в частности газовая струя реактивного двигателя. Спектральная плотность излучения газов в отличие от излучения твердых тел носит не сплошной, а линейчатый характер [6]. Длина волны линии излучения зависит от молекулярного состава газовой струи. В основном это продукты сгорания углеводородного топлива (углекислый газ CO_2 и вода H_2O), максимум излучения которых приходится на их длины волн (соответственно 4,3 и 2,7 мкм).

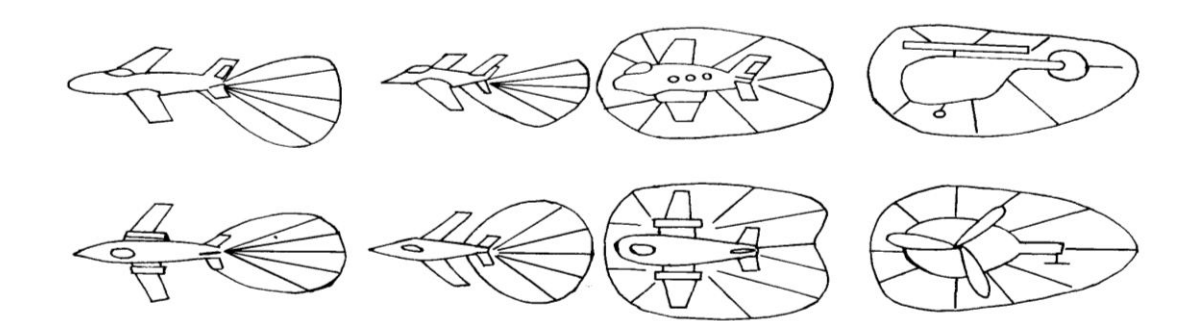


Рис. 1.11. Индикатрисы излучения различных типов целей

Наиболее интенсивными излучателями внешней среды являются Солнце и отраженная от облаков и местных предметов солнечная энергия. 99% лучистой энергии Солнца излучается в диапазоне длин волн от 0,2 до 0,5 мкм. Однако яркие, подсвеченные Солнцем неоднородные кучевые облака в 3-7 баллов могут облучать ОГСН в диапазоне длин волн от 0,4 до 1,8 мкм значительно интенсивнее, чем воздушная цель, находящаяся на одинаковой с облаком дальности.

В целом в диапазоне длин волн, используемых в ОГСН ЗУР БД, спектральная плотность излучения различных источников имеет вид, как показано на рис. 1.12 [6].

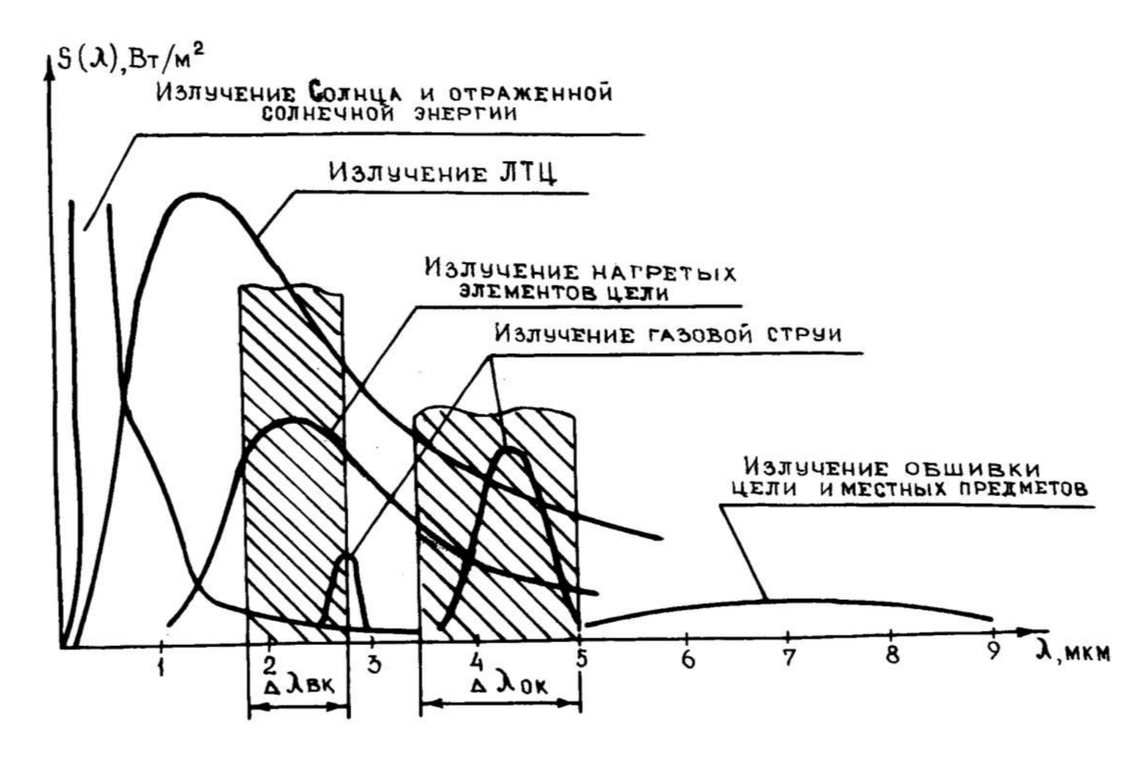


Рис. 1.12. Спектральная плотность излучения различных источников

От используемого диапазона длин волн зависит способность пассивной ГСН обеспечивать наведение ракет на встречных и догонных курсах или только на догонных курсах. Если ГСН работает лишь по нагретому соплу турбореактивного двигателя, то обстрел такой цели комплексом возможен лишь после пролета целью курсового параметра. Если ГСН способна воспринимать излучение как нагретого сопла, так и продуктов сгорания авиационного топлива, то комплекс будет способен вести стрельбу и на встречных курсах при всех условиях, пока газовая струя не будет экранирована элементами конструкции воздушной цели.

1.5. Мера углов, применяемая в ракетных комплексах

Общепринятыми единицами измерения углов являются радианы, градусы и их производные. Однако в войсковой практике, особенно при определении входных данных для стрельбы, где при вычислениях постоянно приходится пользоваться соотношениями между угловыми и линейными величинами, вместо градусной системы угловых мер применяется деление угломера или тысячная [4].

Делением угломера называется центральный угол, опирающийся на дугу, равную 1/ 6000 длины окружности.

Первое название (деление угломера) объясняется тем, что оно применяется во всех оптических измерительных приборах (биноклях, буссолях, прицелах и т.п.), второе - тем, что длина одного такого деления округленно равна тысячной доле радиуса окружности C, так как

$$l = C : 6000 = 2\pi R : 6000 = 0{,}0014R \approx 0{,}001R. \qquad (1.20)$$

На практике для удобства записи и произношения одно деление угломера принято называть малым делением и записывать 0-01, а угол, содержащий 100 малых делений, - большим делением и записывать 1-00. При написании большие и малые деления угломера разделяются черточкой и читаются раздельно (табл. 1.1).

Таблица 1.1

Угол в делениях угломера	Пишется	Произносится
5	0-05	Ноль, ноль, пять
20	0-20	Ноль, двадцать
300	3-00	Три, ноль, ноль

2307	23-07	Двадцать три, ноль, семь

Таким образом, длина 1:6000 части окружности, т.е. цена деления угломера, округленно равна одной тысячной доле дальности до наблюдаемого объекта: $l = D:1000 = 0\text{-}01$. Мерой углов здесь служит линейный отрезок, равный тысячной доле дальности до наблюдаемого объекта. Между делениями угломера в тысячных и градусной системой отсчета углов существует следующая зависимость:

0-01 = 3,6'; 1-00 = 6^0.

В ракетных комплексах углы измеряют с помощью приборов с угломерной сеткой. В качестве вспомогательных средств для измерения углов можно использовать линейку с миллиметровыми делениями (рис. 1.13, *а* или подручные средства (рис. 1.13, *б*). Если держать линейку перед собой, как показано на рис. 1.13, *а*, на расстоянии 50 см от глаза, то одно деление (1 мм) будет соответствовать углу 0-02. Действительно, в данном случае D = 50 см, а одна тысячная этого расстояния равна 0,5 мм, поэтому один миллиметр соответствует углу, равному двум тысячным, т.е. 0-02.

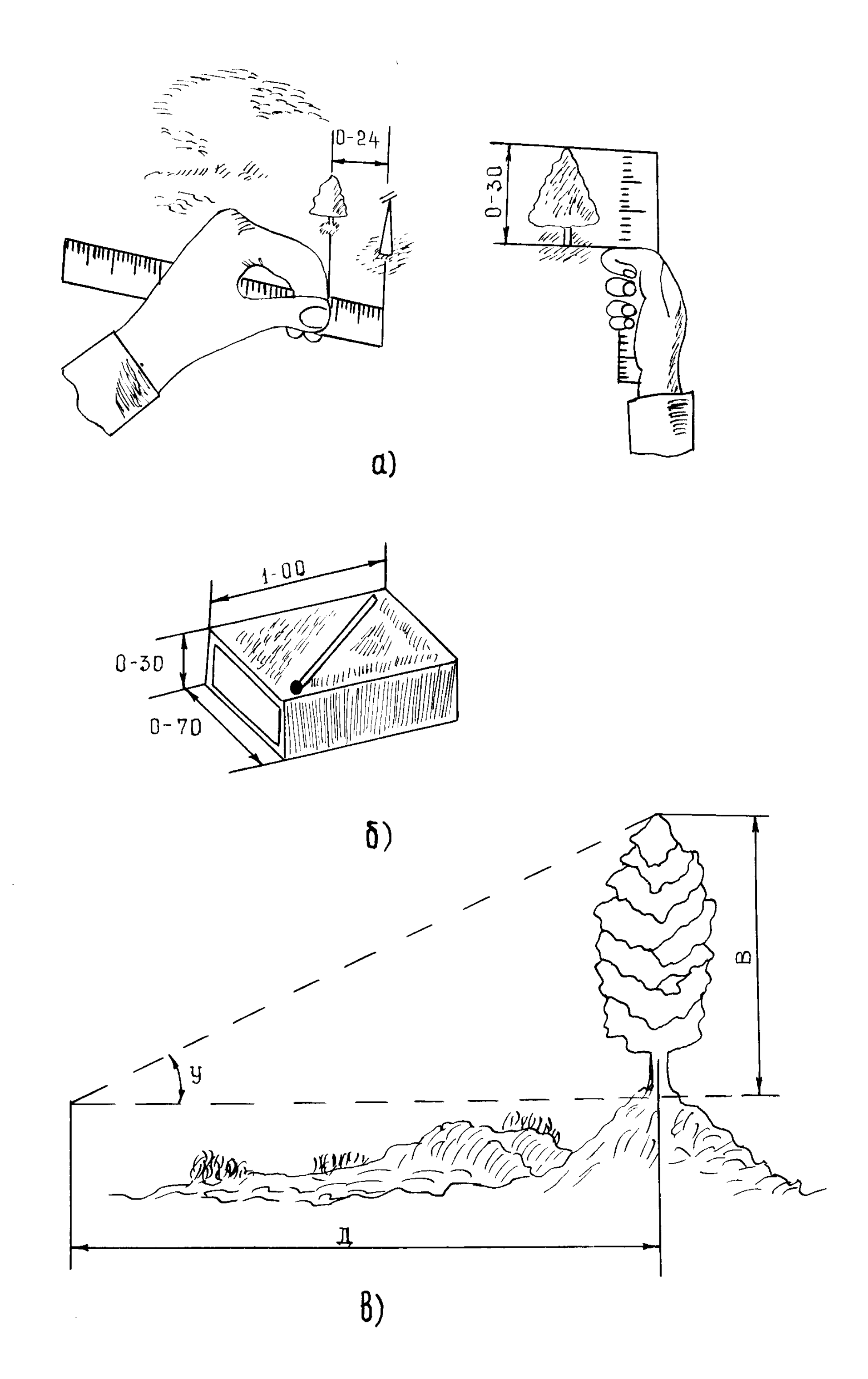


Рис. 1.13. Измерение углов:
а – с помощью линейки; *б* – подручными средствами; *в* – по формуле тысячной

Измерение углов с помощью тысячных используется при стрельбе ПЗРК для визуальной оценки зоны пуска, а также для определения наклонных дальностей до ориентиров на местности. С этой целью широко используются линейка Кумшаева и кольца механического прицела пусковой трубы ПЗРК. При

измерении углов подручными средствами полезно знать размеры некоторых предметов, приведенных в табл. 1.2.

Таблица 1.2

Наименование предметов	Размер, мм	Угол в тысячных
Толщина одной спички	2	0-04
Толщина граненого карандаша	7	0-14
Угловой размер колец мушки пусковой трубы ПЗРК "Игла":		
большого	10	0-25
малого	3,1	0-08

При приближенных вычислениях используется формула тысячной. Согласно рис. 1.13, *в*

$$B : D = У \times 1:1000, \qquad (1.21)$$

где B – линейные размеры наблюдаемого предмета, м;

D – расстояние до предмета, м;

$У$ – величина угла в делениях угломера (тысячных).

Формула тысячных имеет три формы записи в зависимости от того, какая величина подлежит оценке:

при определении расстояний в метрах – $D = B \times 1000:У$;

при оценке размеров предмета в метрах – $B = D \times У:1000$;

при определении угла в тысячных – $У = B \times 1000:D$.

Следует иметь в виду, что, пользуясь тысячными взамен тригонометрических величин, мы получаем приближенные решения, так как синусы и тангенсы углов не равны самим углам. Кроме того, тысячными можно пользоваться лишь при небольших значениях углов (до 1-50), когда разница между величинами углов и соответствующими тригонометрическими функциями невелика.

Контрольные вопросы

1. Каким образом ориентирована связанная система координат относительно земной системы координат?

2. Какова связь между скоростной и связанной системами координат?

3. Перечислить основные параметры движения цели.

4. Перечислить основные виды маневра цели.

5. Перечислить силы и моменты, действующие на ракету в полете.

6. Во сколько раз увеличится скорость полета ракеты, если при постоянной начальной массе ее конечную массу уменьшить на 20%?

7. Назвать аэродинамические схемы ЗУР. Провести сравнительный анализ их достоинств и недостатков.

8. Пояснить понятие "мгновенный промах" и его связь с угловой скоростью линии визирования ракета-цель.

9. Дать определение методу наведения. Основные требования к методам самонаведения.

10. Произвести сравнительный анализ методов наведения самонаводящихся ЗУР.

11. Перечислить диапазоны длин волн оптического излучения различных элементов воздушных целей.

12. Определить дальность цели с помощью колец передней стойки механического прицела пусковой трубы ПЗРК, если линейные размеры цели (длина и размах крыльев) составляют 15 м, угловые размеры малого кольца 0-08, большого – 0-25 делений угломера, а наблюдаемый размер цели составляет 1,5 диаметра малого кольца.

2. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ САМОНАВОДЯЩИХСЯ РАКЕТ

2.1. Назначение и функционально необходимые элементы системы управления полетом

Система управления полетом (СУП) предназначена для определения положения ракеты и цели в пространстве, выработки команд управления, пропорциональных ошибке наведения, и создания сил и моментов, обеспечивающих сближение ракеты с целью с требуемой точностью.

После пуска ЗУР управление ее полетом может осуществляться как с участием человека (в полуавтоматических системах), так и без его участия (в автоматических системах). От принципа построения СУП зависит состав боевых средств ЗРК. В настоящее время для наведения ракеты на цель применяются системы телеуправления, самонаведения и комбинированные системы управления [2, 3].

В системах телеуправления контроль параметров движения ракеты и цели и определение требуемого движения ракеты осуществляются наземным пунктом управления. При этом сигналы управления рулями ракеты могут формироваться как на пункте наведения, так и на борту ракеты. Недостатком систем командного телеуправления является зависимость линейной величины ошибки наведения ракеты на цель от дальности стрельбы, что вызывает необходимость увеличения потребной для поражения цели массы боевой части с увеличением дальности стрельбы.

В системах самонаведения определение параметров движения цели относительно ракеты и выработка команд управления осуществляются автономно бортовой аппаратурой ракеты по сигналам, поступающим от цели. Взаимное положение ракеты и цели определяется с помощью излучаемых целью или отраженных от нее сигналов. В зависимости от места расположения первичного источника сигналов системы самонаведения подразделяются на активные, полуактивные и пассивные.

Система активного самонаведения характеризуется тем, что источник энергии, облучающий цель, устанавливается на ракете и для самонаведения ЗУР используется отраженная от цели энергия этого источника.

При полуактивном самонаведении также используется отраженная от цели энергия, но первичный источник энергии находится вне ракеты.

При пассивном самонаведении источником излучения является сама цель.

Следовательно, информация о координатах и параметрах движения цели может быть получена без специального облучения цели энергией какого-либо вида.

Системы самонаведения обеспечивают высокую точность наведения ракеты независимо от дальности стрельбы. Следовательно, для поражения цели необходима относительно малая масса боевой части ракеты.

Под комбинированным управлением понимается сочетание различных систем управления при наведении ракеты на цель. При этом возможны различные комбинации систем управления, например, телеуправление на первом этапе наведения ракеты и самонаведение на втором или инерциальное наведение с радиокоррекцией на первом этапе и самонаведение на втором. Применение комбинированного управления обусловливает необходимость решения таких задач, как сопряжение траекторий при переходе на другой способ управления, обеспечение захвата цели головкой самонаведения (ГСН) ракеты в полете, использование одних и тех же устройств бортовой аппаратуры на различных этапах управления и др.

Для выполнения задачи наведения любая СУП в общем случае должна включать следующие элементы [4, 7]:

измеритель текущих координат ракеты и цели;

счетно-решающий прибор (устройство выработки команд управления);

устройство передачи команд;

автопилот;

планер ракеты.

Измеритель текущих координат ракеты и цели представляет собой станцию слежения за целью и ракетой для систем телеуправления или координатор цели, устанавливаемый на борту самонаводящихся ЗУР (ГСН).

Счетно-решающий прибор (СРП) по измеренным значениям текущих координат ракеты и цели определяет ошибку наведения и формирует сигнал (команду) управления рулями ракеты в соответствии с принятым законом сближения. Если устройство выработки команд (УВК) размещается на борту ракеты, то команды управления непосредственно выдаются на автопилот. При расположении СРП вне ракеты команды передаются на борт с помощью устройства передачи команд (УПК).

Автопилот (АП) обеспечивает отработку сигнала управления, осуществляя отклонение рулей на определенный угол с помощью рулевого привода. Для стабилизации ракеты и улучшения динамических свойств СУП с ракеты на АП обычно выдается ряд дополнительных сигналов управления, снимаемых с чувствительных измерительных элементов. Эти сигналы характеризуют величины

и скорости изменения углов рыскания, тангажа и крена, линейные ускорения центра масс ракеты и т.п.

Планер ракеты является объектом управления и источником возникновения в полете управляющих сил и моментов, зависящих от величины и направления отклонения рулей от нейтрального положения.

Управляющая сила вызывает такой маневр ракеты, который приводит к уменьшению ошибки наведения.

Взаимосвязь элементов СУП самонаводящейся ЗУР показана на рис.2.1. В состав системы самонаведения, кроме перечисленных выше элементов, включено звено связи ракеты с целью - кинематическое звено. Оно не реализуется на борту ракеты в виде каких-либо устройств, а отображает математическую связь между параметрами движения ракеты и цели, соответствующую выбранному методу наведения.

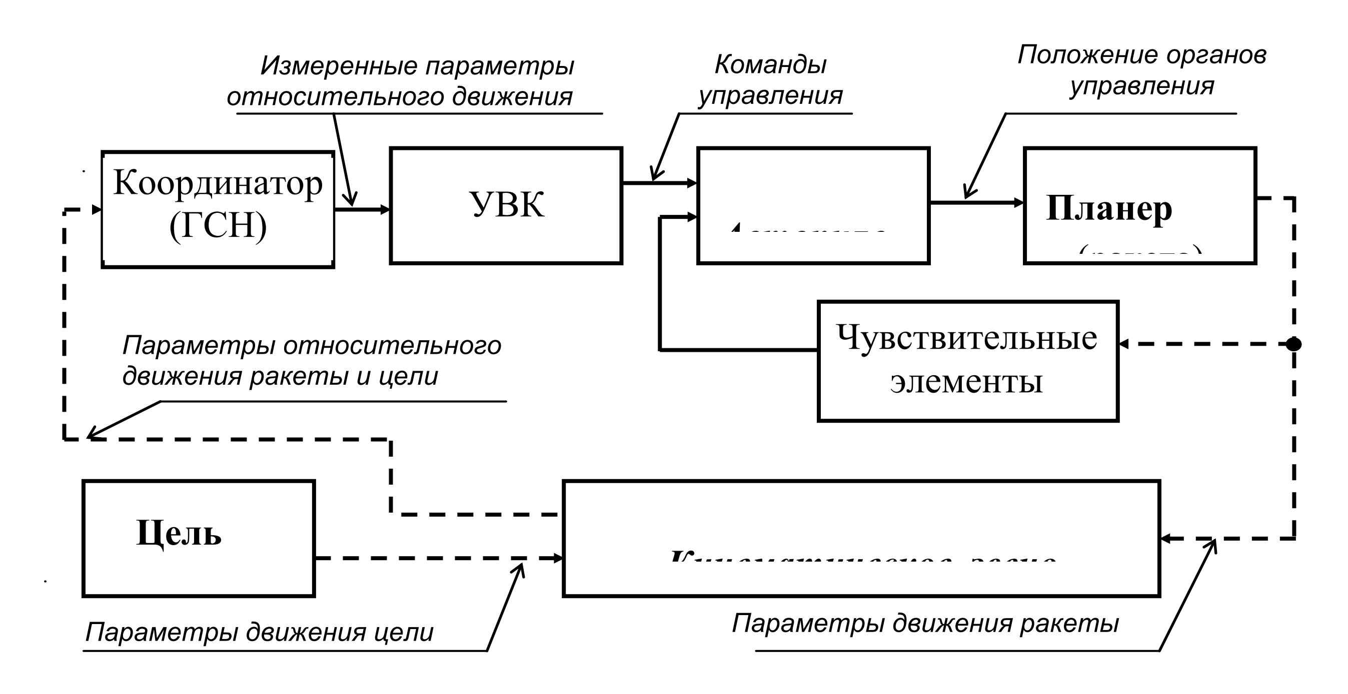


Рис. 2.1. Система самонаведения ракеты

2.2. Краткая характеристика контура управления полетом самонаводящихся ЗУР

В состав контура управления самонаводящейся ЗУР должны входить следующие функциональные элементы: измерительное устройство (координатор); устройство выработки команд (УВК); автопилот (АП) и ракета (планер), как

объект управления (см. рис. 2.1). Рассмотрим более подробно структуру и функции этих элементов [7].

Координатор, как измерительное устройство, представляет собой автоматическую систему слежения за целью, установленную на борту ракеты. В контуре управления ЗУР БД применяется гироскопический следящий координатор (рис. 2.2), приемник сигналов которого (оптическая система) развязан по угловым колебаниям относительно корпуса ракеты.

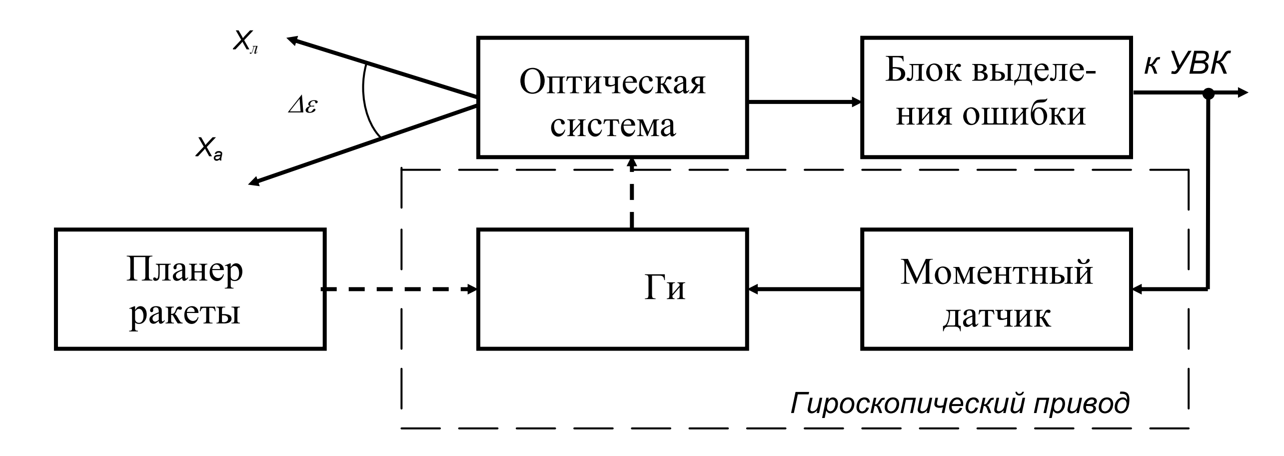


Рис. 2.2. Структурная схема гироскопического СКЦ

Если ось оптической системы $X_а$, совпадающая по направлению с вектором кинетического момента ротора гироскопа, отклонится от оси $X_л$ (линии ракета-цель) на угол $\Delta\varepsilon$, то на выходе блока выделения сигнала ошибки появится сигнал, пропорциональный этому углу. При подаче этого сигнала на моментный датчик создается внешний момент $M_д$, который приводит к прецессии ротора гироскопа с угловой скоростью $\dot{\varepsilon}_a$, которая равна абсолютной угловой скорости вращения оси $X_а$. Прецессия гироскопа будет продолжаться до тех пор, пока существует ошибка $\Delta\varepsilon$.

В связи с малыми значениями угла $\Delta\varepsilon$ и коэффициента трения в подшипниках подвеса гироскопа ($K_г$) упрощенная передаточная функция следящего координатора цели будет иметь вид, как показано на рис. 2.3.

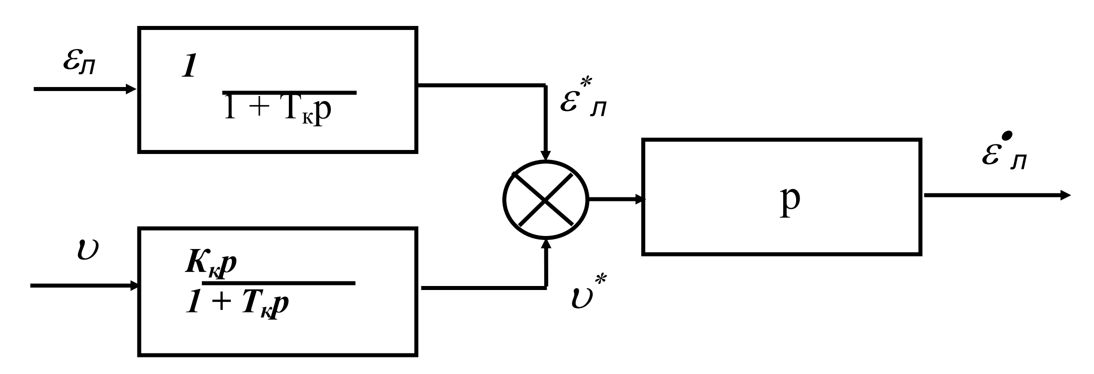


Рис. 2.3. Упрощенная передаточная функция СКЦ

Передаточные функции такого координатора можно рассчитать по формулам

$$K_ц(p) = \varepsilon_л^*(p) / \varepsilon_л(p) = 1/(1+T_к p); \quad (2.1)$$

$$K_р(p) = q^*(p) / q(p) = K_к p /(1+T_к p), \quad (2.2)$$

где $K_к$ – коэффициент передачи координатора, характеризующий его развязку от колебаний корпуса ракеты [$K_к = K_т /(K_{рт} K_{мд})$];

$T_к$ – постоянная времени координатора [$T_к = K_т H / (K_{рт} K_{мд})$];

$K_т$ – коэффициент трения в подшипниках подвеса;

$K_{мд}$ – коэффициент передачи моментного датчика;

$K_{рт}$ – коэффициент передачи блока выделения сигнала ошибки;

H – кинетический момент ротора гироскопа, характеризующий его инерционные свойства при вращательном движении.

По своим динамическим свойствам гироскопический следящий координатор цели (СКЦ) представляет собой следящую систему с астатизмом первого порядка, т.е. в установившемся режиме ошибка сопровождения цели ($\Delta\varepsilon$) пропорциональна угловой скорости линии визирования ракета-цель. По сравнению с электромеханическим СКЦ он обеспечивает более полную развязку следящего координатора от колебаний корпуса ракеты.

Устройство выработки команд управления (УВК) по измеренным значениям параметров относительного движения ракеты и цели ($\dot{\varepsilon}_л$) и заданным уравнениям связи формирует команды управления, поступающие в автопилот.

Автопилот (АП) обеспечивает стабилизацию ракеты и управление ее полетом, непосредственно воздействуя на органы управления (рули) в соответствии с величиной и знаком команды. Для стабилизации ракеты и улучшения ее динамических свойств на УВК и АП выдается ряд дополнительных сигналов (команд) о параметрах движения ракеты (например, сигналы о режимах полета – СТАРТ, МАРШ, ИЗЛЕТ, ВДОГОН), которые формируются чувствительными элементами АП (датчиками линейных ускорений, датчиками угловых скоростей и т.п.). Отклонение органов управления приводит к изменению нормальных составляющих приложенных к ракете сил и изменению параметров ее движения. В результате этого изменяются и параметры относительно движения ракеты и цели, измеряемые СКЦ.

Закон формирования команд управления в контурах управления самонаводящихся ЗУР выбирается прежде всего из соображений обеспечения требуемой точности процесса управления (обеспечение минимального промаха).

Однако требования к точности противоречат требованиям к устойчивости контура управления, что не позволяет вводить в контур управления последовательные форсирующие звенья. УВК самонаводящихся ЗУР обычно используют простейшие законы формирования команд управления: команды управления пропорциональны составляющим (по осям координат) угловой скорости линии визирования ракета-цель ($\lambda = k\dot{\varepsilon}_л$). В целях уменьшения влияния шумов и коррекции динамических свойств контура управления вводится фильтр нижних частот, состоящий из одного или двух апериодических звеньев. В этом случае передаточная функция УВК будет иметь вид

$$K_{УВК}(p) = \lambda(p) : \dot{\varepsilon}(p) = K_{увк} : [(1+T_{1увк}p)\cdot(1+T_{2увк}p)]. \qquad (2.3)$$

Для обеспечения соотношения между располагаемыми (n_p) и допустимыми ($n_{доп}$) перегрузками ($n_p < n_{доп}$) команды управления обычно ограничиваются по величине путем введения звена с характеристикой элемента насыщения.

Для учета влияния условий полета ракеты на процесс наведения целесообразно изменять коэффициент пропорциональности УВК ($K_{УВК}$) в зависимости от скорости сближения ракеты и цели ($\dot{r}_л$). Для этого коэффициент передачи УВК изменяют с помощью множительного звена (рис.2.4). В этом случае величина команды управления $\lambda_к$ будет определяться как величиной угловой скорости $\dot{\varepsilon}_л$, так и значением коэффициента $K_{УВК}$, являющегося функцией скорости сближения $\dot{r}_л$ ($K_{УВК} = f(\dot{r}_л)$). В качестве простейших устройств, характеризующих скорость сближения $\dot{r}_л$, могут быть использованы:

датчик линейного ускорения дискретного типа, формирующий сигналы о разгоне ракеты (СТАРТ), ее полете с постоянной скоростью (МАРШ) или на пассивном участке (ИЗЛЕТ);

значение угла встреливания ракеты в вертикальной плоскости;

значение угла пеленга;

условия обстрела цели (встречный или догонный курсы).

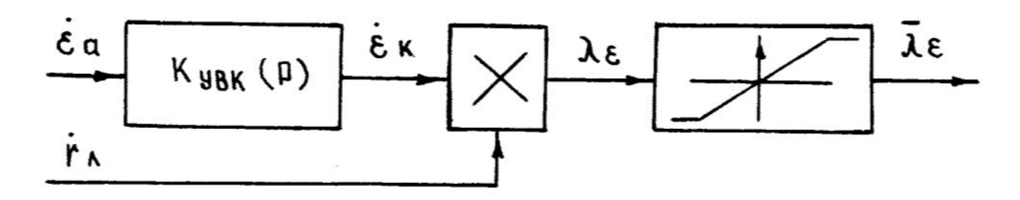


Рис. 2.4. Передаточная функция УВК

Кинематическое звено представляет собой отображение математических зависимостей, связывающих параметры движения ракеты и цели с параметрами их относительного движения, т.е. отображает конкретный метод наведения.

Наиболее часто в качестве параметров движения ракеты и цели рассматриваются их нормальные ускорения, а в качестве параметра их относительного движения – угловая скорость вращения вектора дальности $\vec{r}_л$ между ракетой и целью или угол $\varepsilon_л$, характеризующий положение этого вектора в пространстве (см. рис. 1.7).

В самом общем виде кинематические уравнения, характеризующие эти связи, для наведения ракеты в вертикальной плоскости имеют вид

$$\dot{r}_л = V_ц cos(\theta_ц - \varepsilon_л) - V cos(\theta - \varepsilon_л);$$
$$r_л \dot{\varepsilon}_л = V_ц sin(\theta_ц - \varepsilon_л) - V sin(\theta - \varepsilon_л), \quad (2.4)$$

где углы $\theta_ц$ и θ характеризуют положения векторов скорости цели и ракеты соответственно.

В результате ряда преобразований и допущений (за малые промежутки времени цель и ракета летят с постоянными скоростями) можно получить уравнения кинематического звена в виде

$$\dot{r}_л \ddot{\varepsilon}_л + 2\dot{r}_л \dot{\varepsilon}_л = W_{цу} cos(\theta^* - \varepsilon^*) - W_у cos(\theta^* - \varepsilon). \quad (2.5)$$

Структурная схема, реализующая это уравнение, представлена на рис. 2.5.

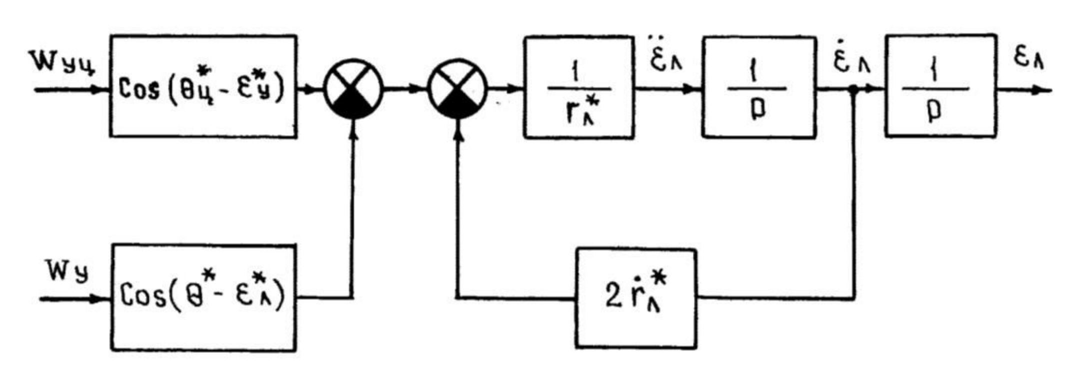


Рис. 2.5. Структурная схема кинематического звена

Звено, обеспечивающее положительную обратную связь с коэффициентом передачи $2\dot{r}_л^*$, свидетельствует о структурной неустойчивости кинематического звена, а звено с коэффициентом передачи $1/\ r_л^*$ о его существенной нестационарности, особенно сильно проявляющейся при малых дальностях цели.

Структурная схема контура управления в целом представлена на рис. 2.6.

При этом аппаратурная часть, включающая цепь прохождения сигнала (координатор, УВК, АП с системами стабилизации и управления нормальными перегрузками ракеты), с учетом ее стационарности и работы в линейном режиме, свернута в одно целое. Передаточная функция аппаратурной части при этом будет иметь вид

$$K_{ач}(p) = W_у(p):\varepsilon_л(p) = K_{ач}p(1+b_1p+...+b_mp^m):(1+a_1p+...+a_np^n), \qquad (2.6)$$

где $K_{ач}$, b_i, a_j – коэффициенты многочлена, связанного с параметрами передаточных функций элементов.

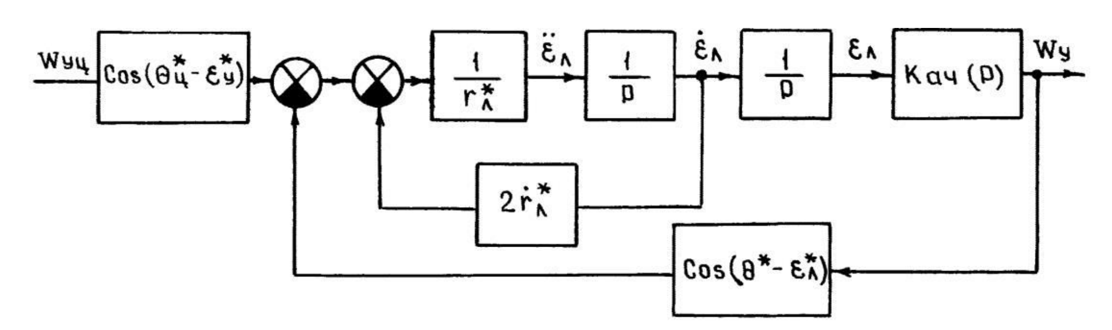


Рис. 2.6. Передаточная функция контура управления

Таким образом, контур управления самонаводящихся ЗУР представляет собой замкнутую систему автоматического управления движением центра масс ракеты, в котором координатор, УВК и АП выполняют роль автоматического управляющего устройства.

2.3. Принципы построения пассивных головок самонаведения

Основным элементом самонаводящихся ЗУР, определяющим параметры относительного движения ракеты и цели является головка самонаведения (ГСН). Основными классификационными признаками ГСН являются [8]:

в зависимости от вида используемой энергии для извлечения информации - радиолокационные и оптические;

в зависимости от места нахождения источника энергии - активные (передатчик на борту ЗУР), полуактивные (передатчик, станция подсвета на земле), пассивные (источник информации сама цель);

по типу применяемого привода координатора цели ГСН - электромеханические, гироскопические и электрогидравлические.

Для формирования сигналов управления, обеспечивающих самонаведение ракеты на цель по методу пропорционального сближения, ГСН должна

поддерживать непрерывный информационный контакт с целью вдоль линии визирования и обеспечивать:

формирование сигнала, пропорционального углу рассогласования между оптической осью ГСН и линией визирования цели (ошибки слежения ГСН), необходимого для нормальной работы системы слежения ГСН;

формирование сигнала, пропорционального угловой скорости линии визирования (ошибки наведения);

формирование сигнала, пропорционального углу пеленга.

Основу оптических ГСН составляет следящий координатор цели (СКЦ), предназначенный для непрерывного автоматического определения угла рассогласования между оптической осью координатора и направлением на цель и сведения угла рассогласования к нулю в режиме слежения.

Функционально необходимыми элементами существующих СКЦ являются координатор цели (КЦ), электронный блок и магнитная система коррекции гироскопа [7].

Для обеспечения работы СКЦ в оптическую ГСН входят также ряд автономных систем:

разгона ротора гироскопа;

стабилизации оборотов ротора гироскопа;

электрического арретирования ротора гироскопа;

охлаждения приемника лучистой энергии (ПЛЭ).

2.3.1. Принципы построения координатора цели

Координатор цели является измерительным устройством СКЦ, предназначенным для преобразования теплового излучения от цели в электрический сигнал, несущий информацию о величине и направлении угла рассогласования $\Delta\varepsilon$ (см. рис. 2.2) между линией визирования и оптической осью координатора.

В состав типового координатора цели входят: оптическая система; анализатор изображения; приемник лучистой энергии (ПЛЭ) и трехстепенной гироскоп.

Оптическая система является зеркально-линзовой (рис. 2.7) и предназначена для приема лучистой энергии от цели и фокусирования ее в пятно небольших размеров (порядка 0,03 мм). К основным показателям качества оптических систем можно отнести [5, 7, 9]:

коэффициент полезного действия оптической системы, определяющий потери энергии излучения в этой системе:

коэффициент оптического усиления, характеризующий энергетическую эффективность оптической системы;

оптическую передаточную функцию;

разрешающую способность и др.

Принцип действия оптической системы заключается в следующем. Поток лучистой энергии от цели и фона проходит через обтекатель *1* и поступает на главное зеркало *6*. Для обеспечения малых потерь обтекатель должен обладать высокими теплопроводностью и теплоемкостью и малой излучательной способностью, чтобы при аэродинамическом обтекании его нагрев был минимальным и равномерным, а теплоотдача во внешнюю среду и корпус ракеты была максимальна. В противном случае он будет нагреваться до высокой температуры и его собственное излучение в направлении ПЛЭ создаст существенные помехи.

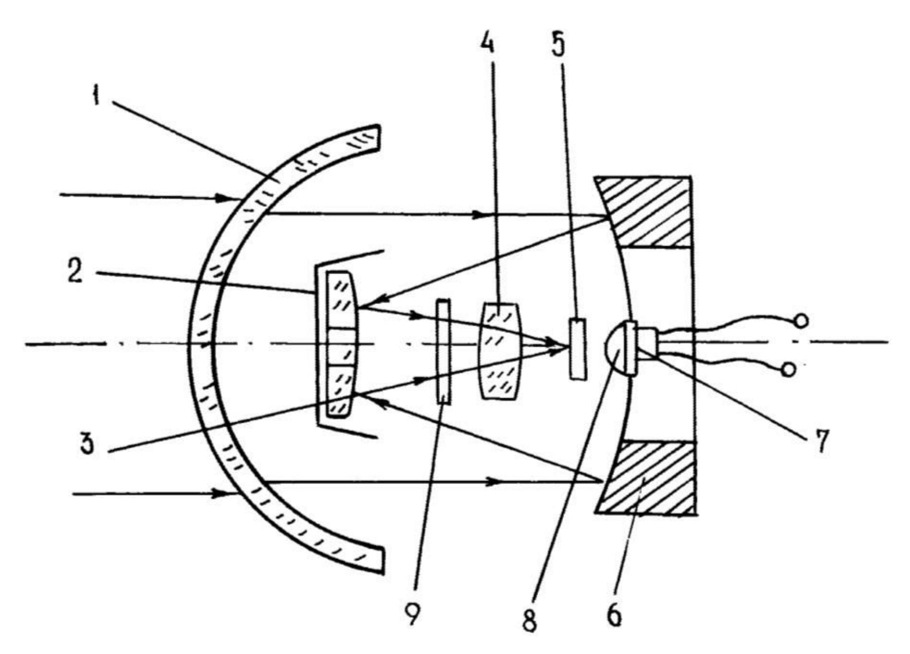


Рис. 2.7. Оптическая система координатора цели:
1 – обтекатель; *2* – бленда; *3* – вторичное зеркало; *4* – корректирующая линза; *5* – анализатор изображения; *6* – главное зеркало; *7* – приемник лучистой энергии; *8* – иммерсионная линза; *9* – интерференционный (светоделительный) фильтр

Главное зеркало *6* представляет собой сферическую поверхность, фокусирующую отраженную лучистую энергию на вторичное зеркало *3*. После вторичного отражения лучи попадают на корректирующую линзу *4*, где происходит исправление искажений лучистого потока энергии и его фокусировка в плоскости анализатора изображения *5*. Далее промодулированный поток

лучистой энергии через иммерсионную линзу *8* поступает на ПЛЭ *7*. Иммерсионная линза обеспечивает равномерную засветку ПЛЭ для исключения влияния на его выходной сигнал неравномерной чувствительности фотослоя.

Все элементы оптической системы, кроме обтекателя, закреплены на роторе гироскопа и вращаются вместе с ним.

В двухцветных ОГСН (9Э47, 9Э410) в состав оптической системы, кроме перечисленных выше элементов, входит и интерференционный фильтр *9*, обеспечивающий разделение потока излучения по длине волны излучения. При этом коротковолновое излучение отражается от фильтра, а длинноволновое им пропускается.

Анализатор изображения (называемый также модулирующим диском или растром) предназначен для извлечения из потока излучения в виде изображения наблюдаемого объекта информации о параметрах или свойствах этого объекта [5]. Обычно анализ изображения осуществляется путем непрерывной или дискретной выборки значений потока излучения в отдельных точках (участках) плоскости изображения (фокальной плоскости оптической системы). Такая пространственная выборка чаще всего реализуется путем последовательного во времени анализа (просмотра) плоскости изображения за счет взаимного перемещения анализатора и изображения потока излучения.

Прием полезного сигнала и измерение его параметров в оптических ГСН (ОГСН) нельзя или трудно вести, если не принять специальных мер, обеспечивающих отделение (фильтрацию) сигнала от помех и предварительное выделение достаточно характерных признаков полезного сигнала в общем потоке излучения. К числу таких мер относятся модуляция и демодуляция. В ОГСН функции анализатора выполняются элементом, который одновременно осуществляет и модуляцию потока излучения. Как правило, такими элементами являются модулирующие растры (диски).

Модуляцией принято называть изменение одного или нескольких параметров сигнала – носителя информации. Модуляция потока служит обычно для решения двух основных задач [5]:

для изменения параметров сигнала в соответствии какими-либо свойствами или параметрами наблюдаемого объекта, например, его углового положения относительно оптической оси СКЦ;

для выделения полезного сигнала на фоне помех и шумов, т.е. для решения задачи пространственной фильтрации.

Пространственная фильтрация заключается в выделении полезного сигнала на фоне помех за счет различия в их пространственно-частотных спектрах

или, что фактически одно и то же, за счет различия в их пространственной структуре, например, в угловых размерах (точечного излучателя на фоне крупноразмерного). Решение этой задачи осуществляется путем "переноса" спектра сигнала в ту область частот, где меньше влияние внутренних и внешних помех.

Демодуляцией (детектированием) называется нелинейная операция выделения полезной (низкочастотной) информации, заключающаяся в "возвращении" спектра сигнала в низкочастотную область, т.е. в восстановлении модулирующего сигнала. Операция детектирования обычно реализуется в электронном тракте СКЦ.

Конструктивно АИ представляет собой плоскопараллельную пластинку с рисунком, образующим прозрачные и непрозрачные для лучистого потока участками.

В ОГСН существующих ЗРК БД широкое применение нашли следующие виды модуляции лучистого потока [4, 9, 10, 11, 12]:

амплитудно-фазовая (АФМ) – в ОГСН 9Э41, 9Э47;

широтно-импульсная (ШИМ) – в ОГСН 9Э46;

частотная (ЧМ) – в ОГСН 9Э45, 9Э47, 9Э418;

времяимпульсная (ВИМ) – в 9Э410.

Рассмотрим сущность этих видов модуляции более подробно.

Анализатор изображения с АФМ представляет собой модулирующий растр (рис. 2.8), разделенный на две половины, одна из которых имеет коэффициент пропускания равный 0,5, а вторая половина выполнена в виде чередующихся прозрачных и непрозрачных секторов (9 пар). Растр расположен в фокальной плоскости изображения цели и вращается вместе с элементами оптической системы, закрепленными на роторе-магните гироскопа. Размеры изображения цели в плоскости растра соизмеримы с поперечным линейным размером прозрачных секторов на радиусе растра.

Если направление на цель совпадает с оптической осью СКЦ, то изображение цели фокусируется в центре растра, и модуляции потока не производится, так как центр растра представляет собой "мертвую" зону.

При появлении углового рассогласования ($\Delta\varepsilon \neq 0$) изображение цели смещается относительно центра растра и секторная часть растра осуществляет амплитудную модуляцию лучистого потока. При этом глубина модуляции пропорциональна положению изображения цели относительно центра растра (рис. 2.8, *в, г*), так как количество энергии излучения, прошедшее через модулирующий растр на ПЛЭ, равно площади пятна, приходящегося на

прозрачные секторы растра. Как следует из рис. 2.8, глубина модуляции пропорциональна углу рассогласования $\Delta\varepsilon$, а фаза пачки модулированного потока (φ) определяет направление рассогласования. Модулированный поток за растром представляет собой пачки световых импульсов с частотой вращения ротора гироскопа $\omega_г$. Частота заполнения пачек зависит от числа пар прозрачных и непрозрачных секторов и скорости вращения ротора гироскопа.

Полупрозрачная часть растра выполнена в виде прозрачных и непрозрачных концентрических полос, ширина которых не превышает половины радиуса изображения цели, т.е. полупрозрачная часть растра модуляции потока не производит.

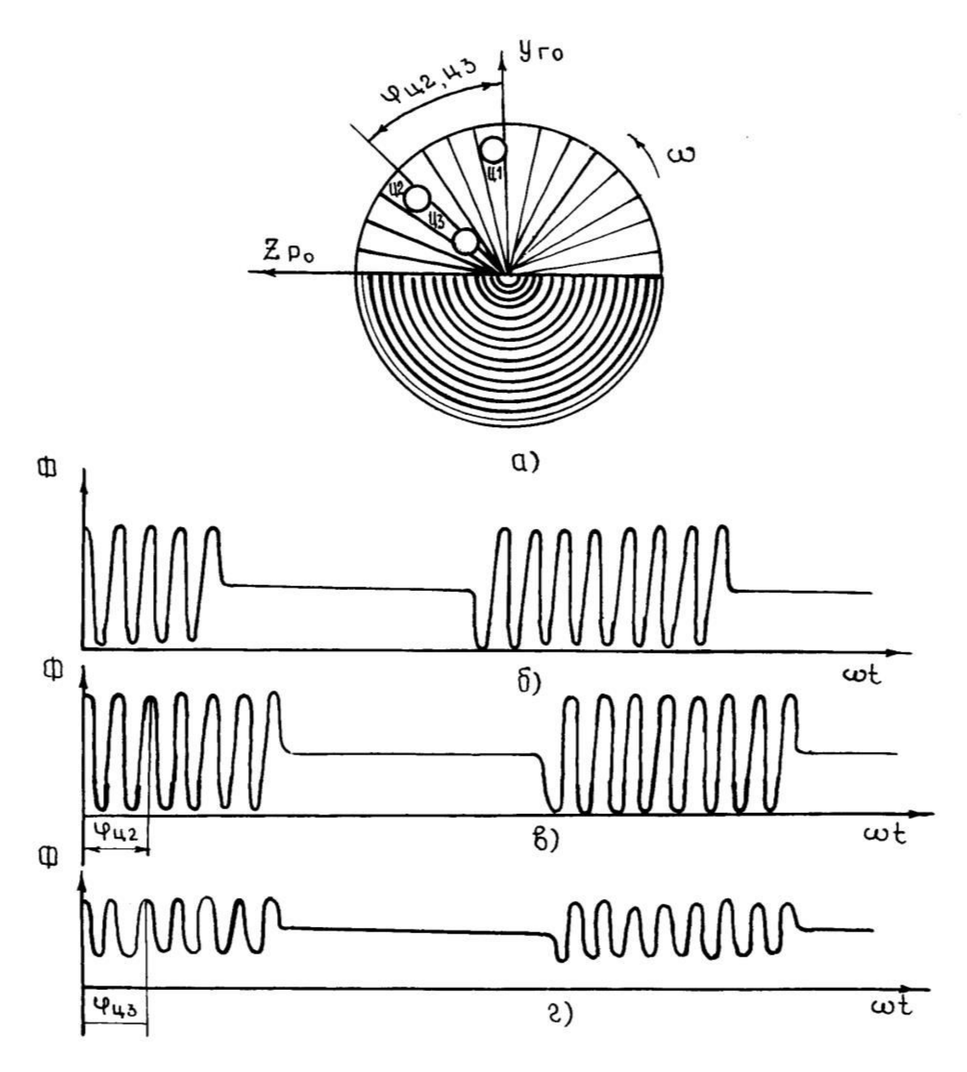


Рис. 2.8. Амплитудно-фазовая модуляция лучистого потока:
а – двухчастотный модулирующий растр; *б, в, г* – пачки импульсов лучистого потока от изображений цели Ц1, Ц2, Ц3 за один оборот растра

Так как растр в целом является полупрозрачным, то модуляции фона, облучающего всю площадь растра, не производится.

Таким образом, при АФМ потока излучения двухчастотным модулирующим растром информация о величине угла рассогласования заложена в амплитуде несущей частоты (в глубине модуляции), а информация о направлении угла рассогласования – в фазовом сдвиге пачки импульсов.

Анализатор изображения с ШИМ. Вращающийся вместе с ротором гироскопа двухчастотный модулирующий растр, осуществляющий широтно-импульсную модуляцию потока излучения, представлен на рис. 2.9.

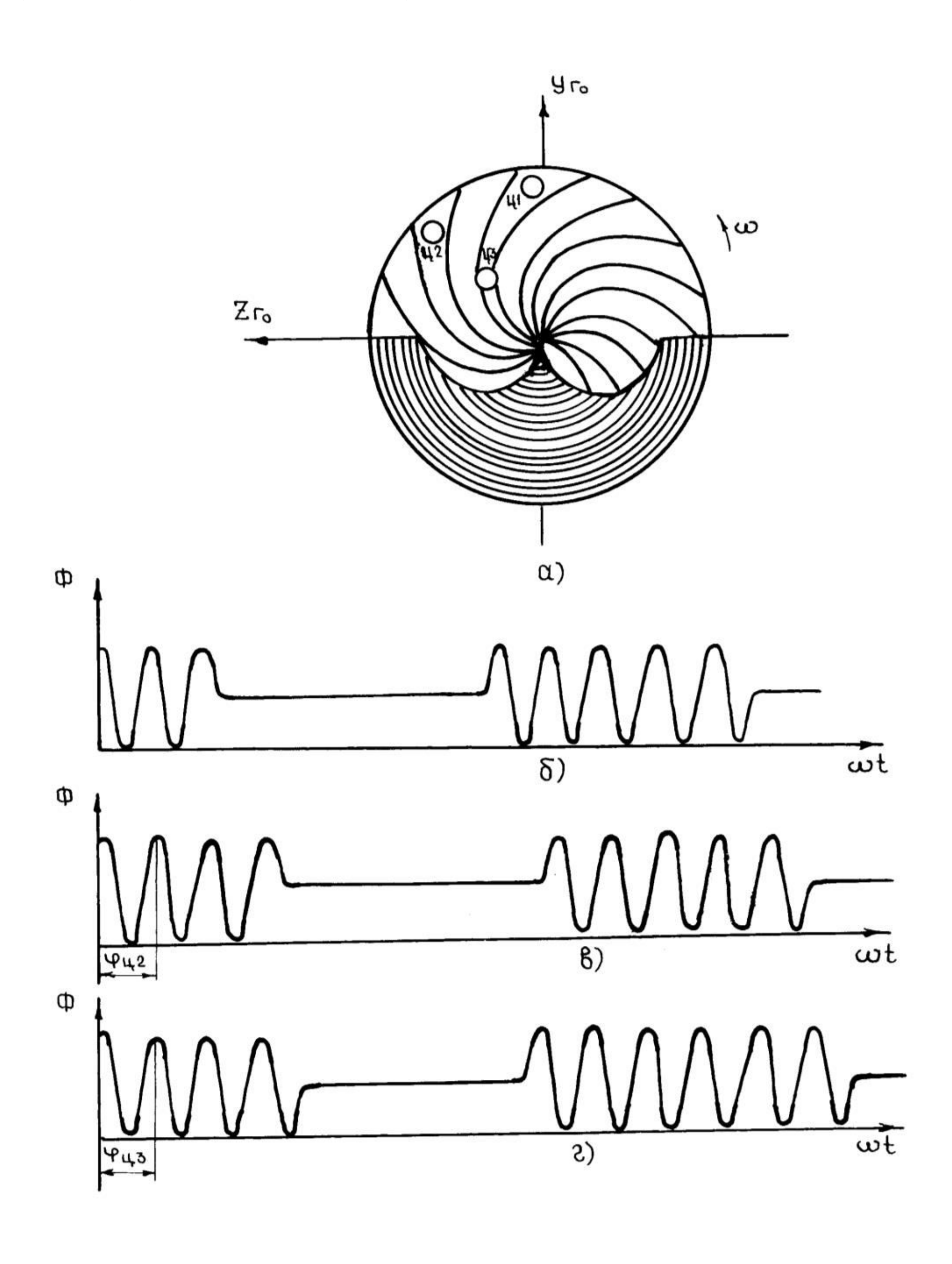


Рис. 2.9. Широтно-импульсная модуляция лучистого потока:

а – двухчастотный модулирующий растр; *б*, *в*, *г* – пачки импульсов от изображения цели Ц1, Ц2, Ц3 за один оборот растра

Центр рисунка растра представляет собой "мертвую" зону, так как при попадании в него изображения цели модуляция не происходит. Криволинейные прозрачные и непрозрачные радиальные полосы имеют примерно одинаковую ширину, равную диаметру изображения цели. Ширина концентрических полос равна примерно половине диаметра изображения цели.

На основании анализа рис. 2.9 можно сделать следующие выводы:

глубина амплитудной модуляции не зависит от величины угла рассогласования;

информация о величине угла рассогласования заложена в длительности промежутка между пачками импульсов несущей частоты;

информация о направлении угла рассогласования заложена в фазовом сдвиге пачки импульсов;

близкая к линейной модуляционная характеристика (зависимость между угловым рассогласованием и длительностью промежутка между пачками) обеспечивается с помощью полуокружностей, отделяющих полупрозрачную часть растра от секторной.

Анализатор изображения с ЧМ. При частотной модуляции потока излучения цели информация о величине и направлении угла рассогласования между оптической осью СКЦ и линией визирования цели заложена в частоте следования импульсов.

Рассмотрим частотную модуляцию потока энергии на примере секторного модулирующего растра (рис. 2.10). Обычно, в отличие от вращающихся растров при АФМ и ШИМ, секторный модулирующий растр при ЧМ не вращается вместе с ротором гироскопа, а лишь имеет возможность "прокачиваться" в кардановом подвесе на углы пеленга. Для обеспечения ЧМ с помощью неподвижного секторного растра изображение цели сканирует по секторам растра на частоте вращения гироскопа. Сканирование изображения цели осуществляется с помощью наклона главного зеркала (или контрзеркала) оптической системы на небольшой угол по отношению к продольной оси КЦ.

Если оптическая ось КЦ совпадает с линией визирования цели ($\Delta\varepsilon = 0$), то изображение цели (пятно Ц1) сканирует по окружности, центр которой совпадает с центром модулирующего растра. При этом частота следования импульсов энергии будет постоянной (рис. 2.10, *б*), поскольку изображение цели,

перемещаясь по окружности с постоянной скоростью, пересекает прозрачные и непрозрачные секторы растра за одинаковые промежутки времени.

Если оптическая ось КЦ не совпадает с линией визирования цели, то центр окружности сканирования изображения цели будет смещен относительно центра растра. При постоянной скорости сканирования по окружности изображение цели будет пересекать секторы растра на различных его участках за различные промежутки времени. На рис. 2.10, *в, г* показаны зависимости изменения потоков энергии после модулирующего растра от изображения целей Ц2 и Ц3, траектории движения которых показаны на рис. 2.10, *а*.

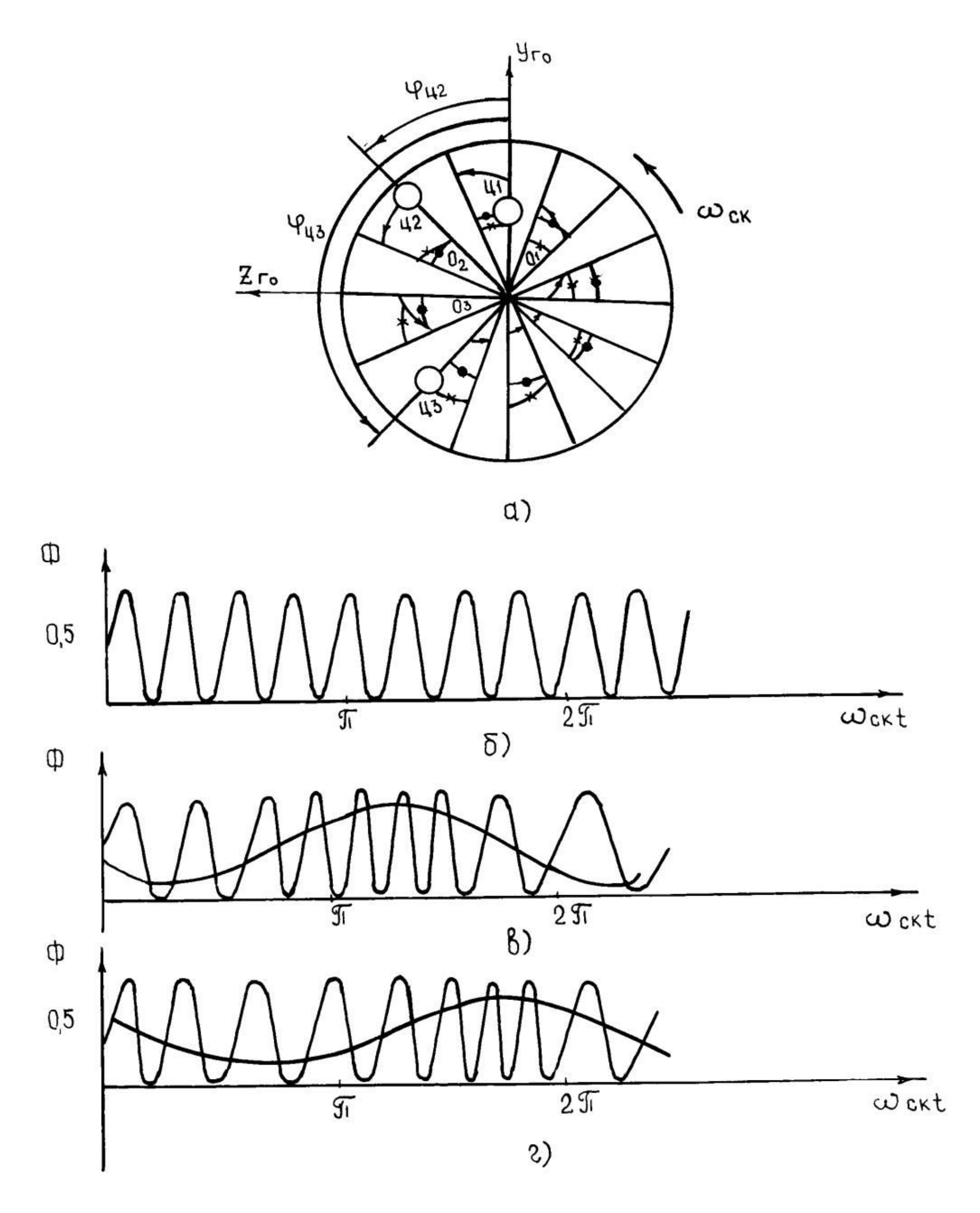


Рис. 2.10. Частотная модуляция лучистого потока:
а – секторный модулирующий растр; *б, в, г* – модулированные лучистые потоки за один период сканирования изображений целей Ц1, Ц2, Ц3

Основными достоинствами АИ с ЧМ перед АИ с АФМ являются:

отсутствие "мертвой" зоны при $\Delta\varepsilon = 0$, т.е. зоны нечувствительности;

более высокая помехоустойчивость ЧМ (как вида модуляции) по сравнению с АФМ;

значительно проще реализовать автоматическую регулировку усиления в более широком динамическом диапазоне мощности потока излучения, так как полезная информация при ЧМ заложена не в амплитуде сигнала, а в его частоте.

Анализатор изображения с ВИМ. Принцип действия такого анализатора основан на изменении временного интервала между двумя импульсами или длительности импульса при изменении ошибки рассогласования. АИ с ВИМ могут быть построены как по схеме с подвижным растром, так и по схеме с подвижным изображением.

Довольно распространенным типом вращающегося растрового анализатора, определяющего координаты изображения в полярной системе координат (ρ, φ), является диск, профиль которого – спираль Архимеда, либо непрозрачный диск с прорезью-щелью, выполненной по этой спирали или по эвольвенте.

Например, если граница между прозрачной и непрозрачной частями растра (рис. 2.11) имеет вид спирали Архимеда, в соответствии с уравнением которой $\alpha = k\rho$, где k – коэффициент пропорциональности, а ρ – радиус-вектор, то длительность τ импульсов потока на выходе АИ будет зависеть от радиуса-вектора изображения, т.е. при постоянной угловой скорости ω диска $\tau = \alpha/\omega$. При $\varphi = \pi$ на радиусе R, соответствующем предельному размеру анализируемого поля, $k = \pi : R$ и $\tau = \pi\rho : (\omega R)$, т.е. статическая характеристика АИ является линейной. Однако такая форма рисунка растра не обеспечивает пространственную селекцию точечных излучателей на фоне крупноразмерных.

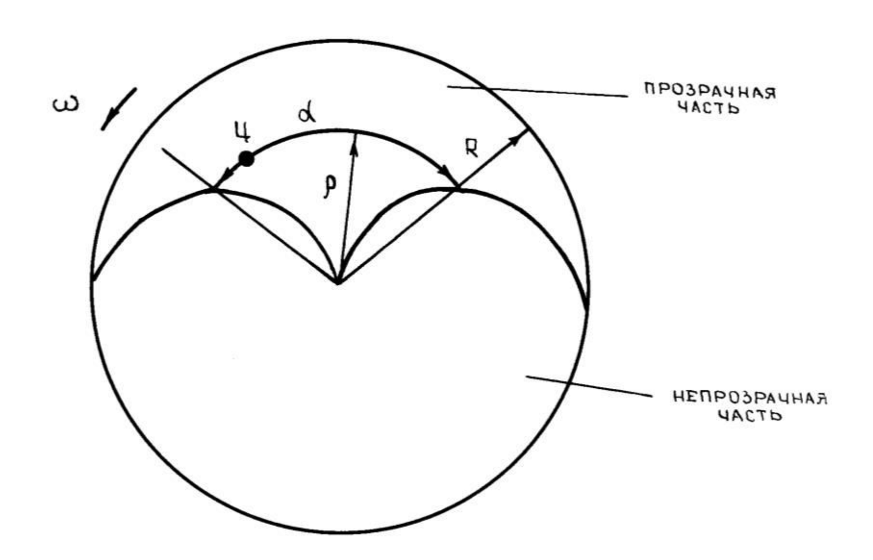


Рис. 2.11. Растр для времяимпульсной модуляции лучистого потока с прямой зависимостью длительности импульса от ошибки рассогласования

Если в рисунке растра, представленного на рис. 2.11, поменять местами прозрачную и непрозрачную части и затем сузить прозрачную часть растра до $\alpha = 0$ на радиусе R, то получим растр, изображенный на рис. 2.12.

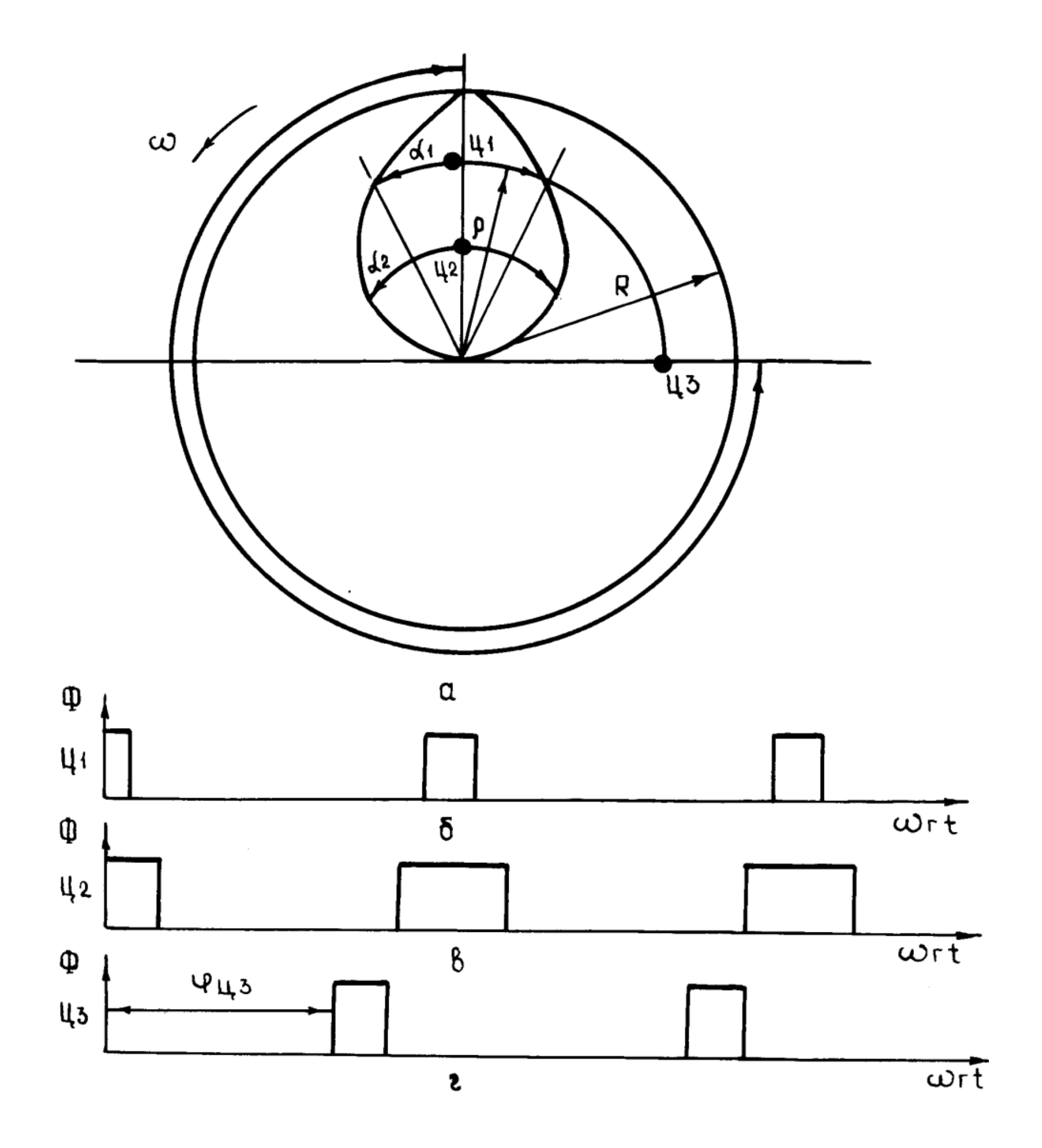


Рис. 2.12. Времяимпульсная модуляция лучистого потока с обратной зависимостью длительности импульса от ошибки рассогласования

В этом случае длительность импульсов потока на выходе АИ будет равна $\tau = T(1\text{-}\rho:R):2$, где $T=2\pi : \omega$ – период вращения растра. Приняв $\rho = k_{опт}\Delta\varepsilon$, где $k_{опт}$ – постоянный коэффициент, характеризующий величину поля зрения оптической системы, получим зависимость длительности импульсов потока на выходе АИ от ошибки рассогласования в виде

$$\tau = T(1\text{-}\Delta\varepsilon k/R)/2. \qquad (2.7)$$

Согласно этой зависимости, чем больше ошибка рассогласования, тем меньше длительность импульса и наоборот (рис. 2.12, *а* - *г*). Отсюда можно сделать вывод, что при воздействии на такой АИ крупноразмерного фонового образования длительность импульса потока на выходе АИ будет достаточно большой и соответствовать малой ошибке рассогласования. Таким образом, такой

АИ обеспечивает не только обратную линейную зависимость длительности импульсов от ошибки рассогласования, но и приемлемую пространственную селекцию точечных излучателей на фоне крупноразмерных.

Во всех случаях, когда модуляция потока излучения производится путем периодического перекрытия потока излучения или другим путем изменения прозрачности модулятора, всегда имеют место потери мощности оптического сигнала. Если при модуляции прерыванием по закону $\Phi(t)$ теряется часть энергии, то эти потери можно оценить с помощью коэффициента k_1 [5]:

$$k_1 = \frac{\int \Phi(t)dt}{\Phi_0 T}. \tag{2.8}$$

Числитель этого выражения определяет среднее квадратическое (эффективное) значение потока. В зависимости от способа обработки сигнала, пропорционального $k_1\Phi_0$, в электронной схеме используется та или иная его доля, которую можно обозначить k_2. Коэффициент k_2 учитывает, например, тот факт, что в последующих за ПЛЭ звеньях происходит изменение спектра этого сигнала с использованием лишь его части. Произведение $k_м = k_1k_2$ является коэффициентом, учитывающим потери при модуляции, поскольку $k_м$ определяет долю полезной мощности, используемой в приборе, по отношению к мощности немодулированного сигнала. В работе [5] приведены следующие значения коэффициента $k_м$ для последовательностей:

синусоидальных импульсов, промодулированных прямоугольной функцией, – 0,16;

прямоугольных импульсов, промодулированных синусоидальной функцией, – 0,16;

прямоугольных импульсов, промодулированных прямоугольной функцией, – 0,20;

частотно-модулированных прямоугольных импульсов – 0,37 при индексе модуляции $b = \Delta\omega/\Omega = 1{,}8$.

Приемник лучистой энергии (ПЛЭ) предназначен для преобразования модулированного лучистого потока в модулированный электрический сигнал. Помимо преобразования одного вида энергии в другой некоторые ПЛЭ выполняют и другие функции: преобразуют закон распределения освещенности (об-лучения) в соответствующий электрический сигнал, служат для анализа закона распределения освещенности в изображении, определения координат изображений и их отдельных зон, фильтрации полезного сигнала на фоне помех и т.д. Типичным примером специального ПЛЭ являются электровакуумные передающие телевизионные трубки.

ПЛЭ разделяются на два основных класса – фотоэлектрический (фотонный) и тепловой [5].

Принцип действия фотоэлектрических ПЛЭ основан на внешнем (фотоэлементы, фотоэлектронные умножители) или внутреннем (фоторезисторы, фотодиоды, фототранзисторы и др.) фотоэффекте. Все фотоэлектрические ПЛЭ являются селективными, т.е. их чувствительность зависит от длины волны (частоты) падающего на них излучения.

В тепловых ПЛЭ энергия излучения сначала преобразуется в тепловую, а лишь затем происходит изменение свойств ПЛЭ: возникает термоЭДС (термоэлементы), изменяется проводимость (болометры) или диэлектрическая постоянная (пироэлектрические ПЛЭ). Тепловые приемники неселективные.

ПЛЭ характеризуются рядом параметров: чувствительностью, пороговыми и шумовыми, инерционностью, сопротивлением, геометрическими, электрическими и другими параметрами [5].

Чувствительность. В общем случае чувствительность ПЛЭ - это отношение изменения электрической величины на выходе ПЛЭ, вызванного падающим на него излучением, к количественной характеристике этого излучения в заданных эксплуатационных условиях. Наиболее важной характеристикой чувствительности является спектральная чувствительность, которая характеризует зависимость чувствительности от длины волны падающего на ПЛЭ монохроматического потока излучения. Спектральные характеристики некоторых ПЛЭ представлены на рис. 2.13.

К другим характеристикам чувствительности ПЛЭ можно отнести:

токовую чувствительность s_i для фоторезисторов или вольтовую s_v для фотодиодов;

статическую чувствительность, определяемую отношением постоянных значений измеряемых на выходе и на входе ПЛЭ величин, и динамическую – отношением малых приращений этих величин.

Пороговые и шумовые параметры. Помимо полезного регулярного сигнала на выходе ПЛЭ всегда имеется хаотический сигнал со случайными амплитудой и частотой – шум ПЛЭ, который не позволяет регистрировать сколь угодно малые сигналы из-за их незаметности на фоне шума.

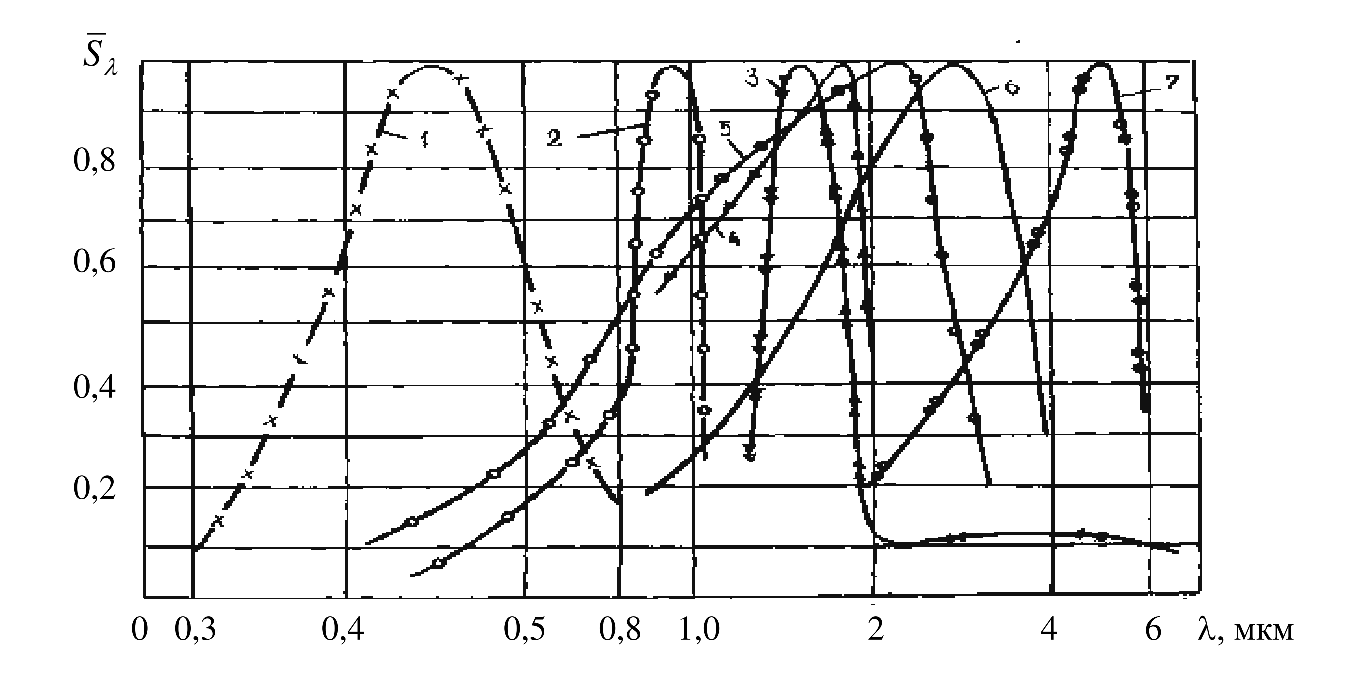


Рис. 2.13. Спектральные характеристики некоторых ПЛЭ:
1 – сернистокадмиевый фоторезистор (CdS); *2* – кремниевый фотодиод; *3* – охлаждаемый фоторезистор $GeAu_{78}$; *4* – германиевый фотодиод; *5* – фоторезистор PbS; *6* – охлаждаемый оторезистор PbS_{78}; *7* – охлаждаемый фоторезистор $InSb_{78}$

Основными видами шумов являются следующие:

Тепловой шум – это такой шум, который вызывается хаотическим тепловым движением электронов. Дисперсия его в полосе частот Δf определяется по формуле

$$\overline{V}_0^2 = 4k\theta R\Delta f, \tag{2.9}$$

где $k = 1{,}38 \times 10^{-23}$ ДжК$^{-1}$ – постоянная Больцмана;

θ – температура ПЛЭ, К;

R – сопротивление ПЛЭ, Ом.

*Дробовой шум***,** определяемый тем, что электрический ток, являясь потоком дискретных частиц, зависит от их числа. Эти частицы флуктуируют во времени. Протекая по нагрузке $R_н$, этот флуктуирующий ток создает напряжение, дисперсия которого определяется выражением

$$\overline{V}_{др}^2 = 2eI_0R_н^2\Delta f, \tag{2.10}$$

где e – заряд электрона;

I_0 – среднее значение силы тока;

Δf – полоса частот.

Токовый шум, дисперсия которого имеет вид

$$\overline{V}_i^{\,2} = A_T I^2 R^2 \Delta f : f, \tag{2.11}$$

где A_T – численная постоянная, характеризующая тип ПЛЭ;

$1/f$ – избыточный шум.

При этом спектры теплового и дробового шумов являются равномерными, а спектр токового шума подчиняется зависимости 1/f.

Радиационный (фотонный) шум, определяемый флуктуациями сигналов, попадающих на чувствительный слой ПЛЭ, как от внешних излучателей, так и от элементов самого ПЛЭ. Флуктуация, определяющая дисперсию радиационного шума, определяется выражением

$$\Delta\overline{\Phi}_p^{\,2} = 8\varepsilon_T \sigma\kappa S\Delta f(\Theta_ф^5 + \Theta_{плэ}^5), \tag{2.12}$$

где ε_T – коэффициент теплового излучения (поглощения) чувствительного слоя ПЛЭ;

$\sigma = 5{,}67 \times 10^{-8}$ Вт×м$^{-2}$×К$^{-4}$ – постоянная закона Стефана-Больцмана;

S – площадь чувствительного слоя ПЛЭ;

$\theta_ф$, $\theta_{плэ}$ – температура фона и ПЛЭ соответственно.

При этом спектр этого шума равномерный (белый). Он определяет предел чувствительности ПЛЭ.

Пороговыми параметрами ПЛЭ являются следующие:

Порог чувствительности Φ_n *в заданной полосе частот,* который определяется как среднее квадратическое значение (СКЗ) первой гармоники модулированного потока излучения с заданным спектральным распределением, действующего на ПЛЭ. При этом СКЗ напряжения (тока) сигнала равно СКЗ напряжения (тока) шума в заданной полосе частот на частоте модуляции потока. На практике Φ_n часто определяют, измеряя уровень шумов в схеме включения ПЛЭ $\overline{V}_ш = \sqrt{\overline{V}_ш^{\,2}}$ и выходной сигнал ΔV, заметно превышающий $\overline{V}_ш$ и соответствующий потоку $\Delta\Phi$, т.е.

$$\Phi_n = \frac{\sqrt{\overline{V}_ш^{\,2}}}{\Delta V}\Delta\Phi. \tag{2.13}$$

Порог чувствительности Φ_{n1} *в единичной полосе частот,* определяемый как отношение величины Φ_n к полосе частот:

$$\Phi_{n1} = \Phi_n \Big/ \sqrt{\Delta f}. \tag{2.14}$$

Обнаружительная способность D – величина, обратная Φ_{n1}:

$$D = 1/\Phi_{n1} \tag{2.15}$$

Удельная обнаружительная способность D^* определяется выражением (с учетом конструкции ПЛЭ):

$$D^* = s_v \sqrt{S\Delta f} \big/ \overline{V}_ш . \qquad (2.16)$$

Инерционность. Эта характеристика ПЛЭ оценивается его постоянной времени τ, в качестве которой принимают время нарастания или спада сигнала. Время нарастания ($\tau_{0,1...0,9}$) – интервал времени между точками переходной характеристики ПЛЭ, за который сигнал на выходе ПЛЭ изменяется при внезапном облучении от 0,1 до 0,9 своего установившегося значения при длительном облучении. Время спада ($\tau_{0,9...0,1}$) – интервал времени уменьшения сигнала после прекращения облучения ПЛЭ от 0,9 до 0,1 его установившегося значения.

Постоянная времени τ определяет граничную частоту ПЛЭ $f_{гр}$ – частоту синусоидально модулированного потока излучения, падающего на ПЛЭ, при которой его чувствительность снижается до значения 0,707 чувствительности при немодулированном излучении.

Сопротивление. Этот параметр особенно важен при выборе или расчете цепи включения ПЛЭ. Для различных ПЛЭ используются разные параметры, с помощью которых можно оценить сопротивление чувствительного элемента. Например, для фоторезисторов в качестве параметра рассматривается темновое сопротивление R_T – сопротивление ПЛЭ в случае отсутствия его облучения. Для фотодиодов обычно приводят значение дифференциального сопротивления $R_д$, которое равно отношению малых приращений напряжения сигнала к фототоку при заданных эксплуатационных условиях, например при заданной облученности ПЛЭ.

Геометрические, электрические и другие параметры. Для оценки конструктивных особенностей ПЛЭ при их работе в составе оптико-электронных систем необходимо знать такие их параметры, как площадь и конфигурация чувствительного слоя, оптические свойства (коэффициенты поглощения, преломления и отражения), емкость, напряжение питания, температура чувствительного слоя и ряд других параметров, описывающих его свойства.

Исходя из особенностей использования ПЛЭ в ОГСН, наиболее важными характеристиками ПЛЭ можно считать их спектральные характеристики, учитывающие спектральный диапазон излучения целей на встречных и догонных курсах, и их удельную обнаружительную способность. В связи с тем, что геометрические размеры ПЛЭ в большинстве случаев соизмеримы с размерами модулирующего растра, а изображение цели после модулятора на один-два

порядка меньше размеров ПЛЭ, то для исключения неравномерной чувствительности ПЛЭ по площади перед чувствительным слоем ПЛЭ устанавливается иммерсионная линза, которая обеспечивает равномерное облучение всей площади чувствительного слоя.

Трехстепенной гироскоп. Свободный гироскоп является объектом управления СКЦ (рис. 2.14).

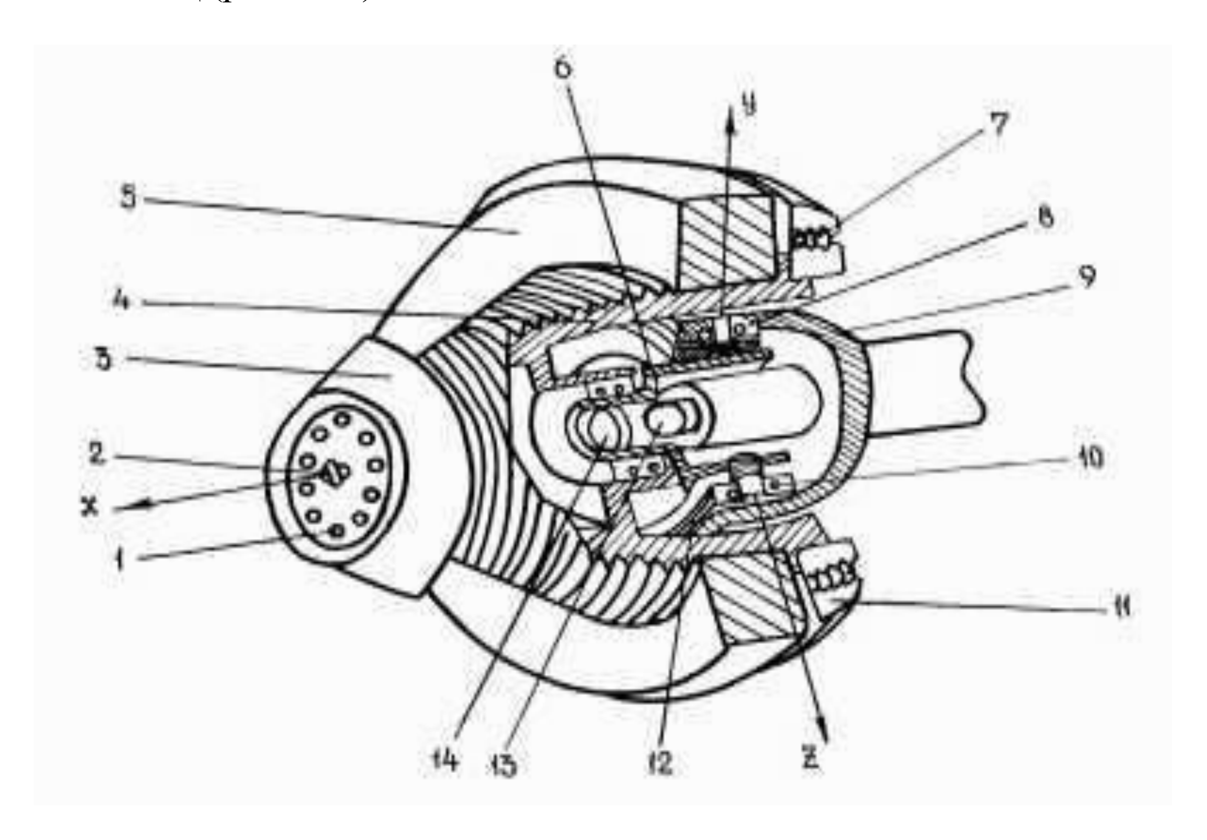


Рис. 2.14. Гироскоп с элементами оптической системы:
1, *2*, *7* – балансировочные винты; *3* – бленда; *4* – ротор; *5* – зеркало-магнит; *6* – втулка кардана; *8*, *10* – чувствительные подшипники; *11* – балансировочное кольцо; *12* – кольцо кардана; *13* – ПЛЭ; *14* – линза конденсора; *15* – скоростной подшипник

Он обладает рядом свойств. Первое свойство заключается в том, что ось собственного вращения ротора гироскопа стремится сохранить неизменным свое направление в пространстве при отсутствии возмущающих факторов (воздействий). Это свойство позволяет исключить колебания (наклоны, повороты) корпуса ракеты на положение оптической оси СКЦ, т.е. поле зрения оптической системы остается стабилизированным в пространстве. Второе свойство свободного гироскопа – прецессия. Сущность прецессии заключается в том, что при приложении к ротору гироскопа внешнего момента ось собственного

вращения ротора прецессирует в направлении кратчайшего совмещения векторов внешнего момента и угловой скорости вращения ротора гироскопа.

2.3.2. Принципы построения электронного блока СКЦ

Электронный блок СКЦ предназначен для преобразования модулированного сигнала с ПЛЭ и выработки электрического управляющего сигнала, несущего информацию о величине и направлении ошибки рассогласования. Состав и принцип действия элементов электронного блока СКЦ определяется видом модуляции лучистого потока и устройством анализатора изображения. Обобщенная структурная схема электронного блока СКЦ представлена на рис. 2.15.

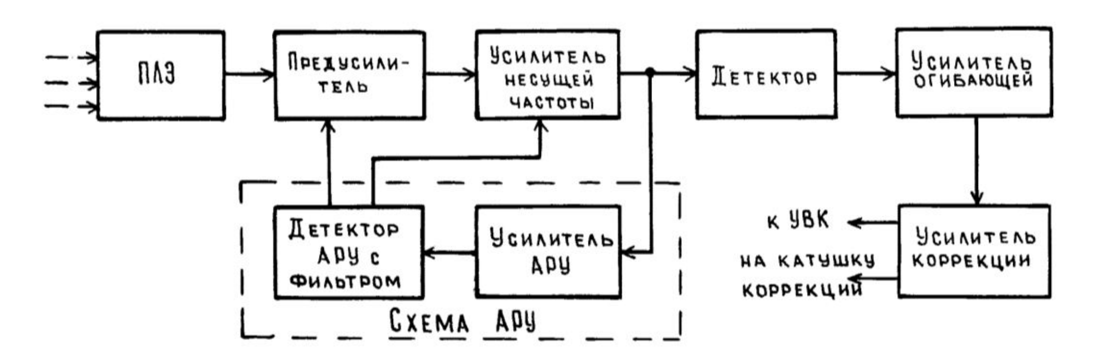


Рис. 2.15. Обобщенная структурная схема электронного блока СКЦ

В состав обобщенной схемы электронного блока СКЦ входят:

предусилитель, обеспечивающий предварительное усиление сигналов с ПЛЭ с регулируемым схемой АРУ коэффициентом усиления и согласование выходного сопротивления ПЛЭ с входным сопротивлением усилителя несущей частоты;

усилитель несущей частоты, обеспечивающий основное усиление сигнала на несущей частоте $f_н$ и формирование требуемой полосы пропускания Δf (обычно $\Delta f = f_н + f_г$, где $f_г$ – частота вращения растра и ротора гироскопа);

схема АРУ, обеспечивающая автоматическую регулировку усиления в широком динамическом диапазоне изменения входных сигналов;

детектор, обеспечивающий выделение сигнала ошибки слежения СКЦ на частоте вращения ротора гироскопа;

усилитель огибающей, предназначенный для выделения сигнала на частоте вращения ротора гироскопа, усиления этого сигнала по напряжению и формирования полосы пропускания $f_г \pm 20...30$ Гц;

усилитель коррекции, предназначенный для усиления сигнала огибающей до мощности, необходимой для осуществления коррекции гироскопа, и выдачи сигнала в автопилот. Нагрузкой усилителя коррекции служат катушка коррекции и последовательно соединенные с ними активные сопротивления, сигналы с которых поступают в автопилот и цепь отрицательной обратной связи усилителя коррекции.

При АФМ и ШИМ в качестве детектора используется амплитудный детектор с фильтром, выполняющий задачу преобразования пачек импульсов (см. рис. 2.8, 2.9) в синусоидальный сигнал на управляющей частоте (частоте вращения ротора гироскопа). Сущность преобразования иллюстрируется рис. 2.16 и 2.17.

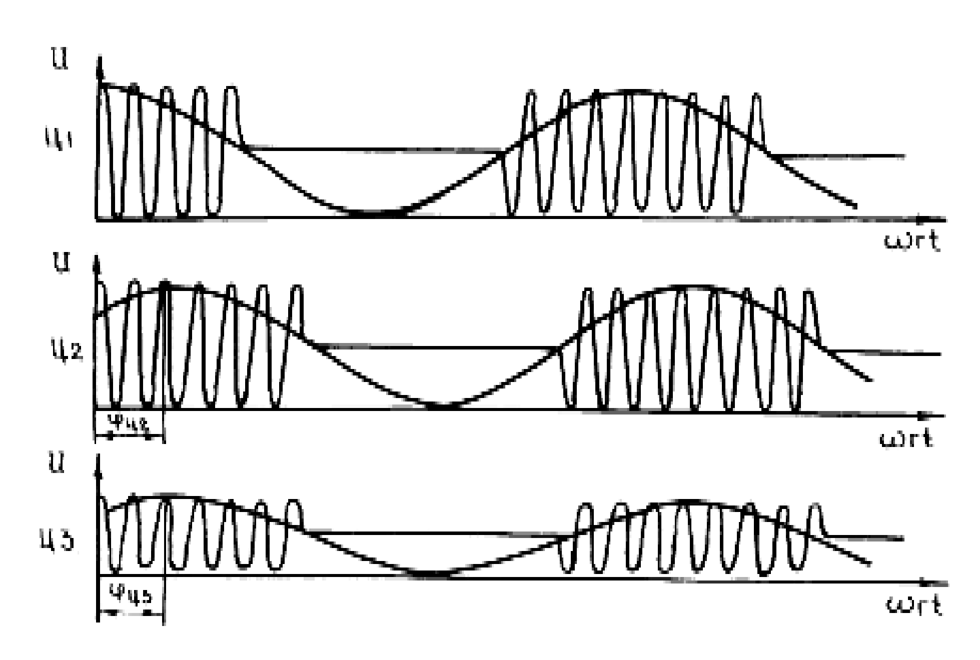


Рис. 2.16. Формирование управляющего сигнала при АФМ потока

На рис. 2.16 изображены пачки импульсов напряжения, поступающего от ПЛЭ на электронный блок при АФМ, для случаев, рассмотренных на рис. 2.8. Амплитудный детектор выделяет огибающую пачек, представляющих собой пульсации прямоугольной формы. Амплитуда пульсаций пропорциональна амплитуде колебаний несущей частоты. В результате фильтрации прямоугольных пульсаций в электронном блоке выделяется первая гармоника (косинусоида) огибающей пачек. Амплитуда косинусоиды пропорциональна величине угла рассогласования между оптической осью и линией визирования. Фаза косинусоиды отображает направление рассогласования.

При ШИМ лучистого потока преобразование пачек импульсов (см. рис.2.9) осуществляется также с помощью амплитудного детектора и фильтра,

выделяющего первую гармонику на управляющей частоте. С амплитудного детектора снимаются пульсации прямоугольной формы (рис. 2.17).

Так как амплитуда колебаний в пачке постоянна, то и амплитуда пульсаций тоже постоянна. Амплитуда первой гармоники огибающей пачек импульсов зависит от длительности пачек импульсов, и, следовательно, пропорциональна величине ошибки между оптической осью КЦ и линией визирования.

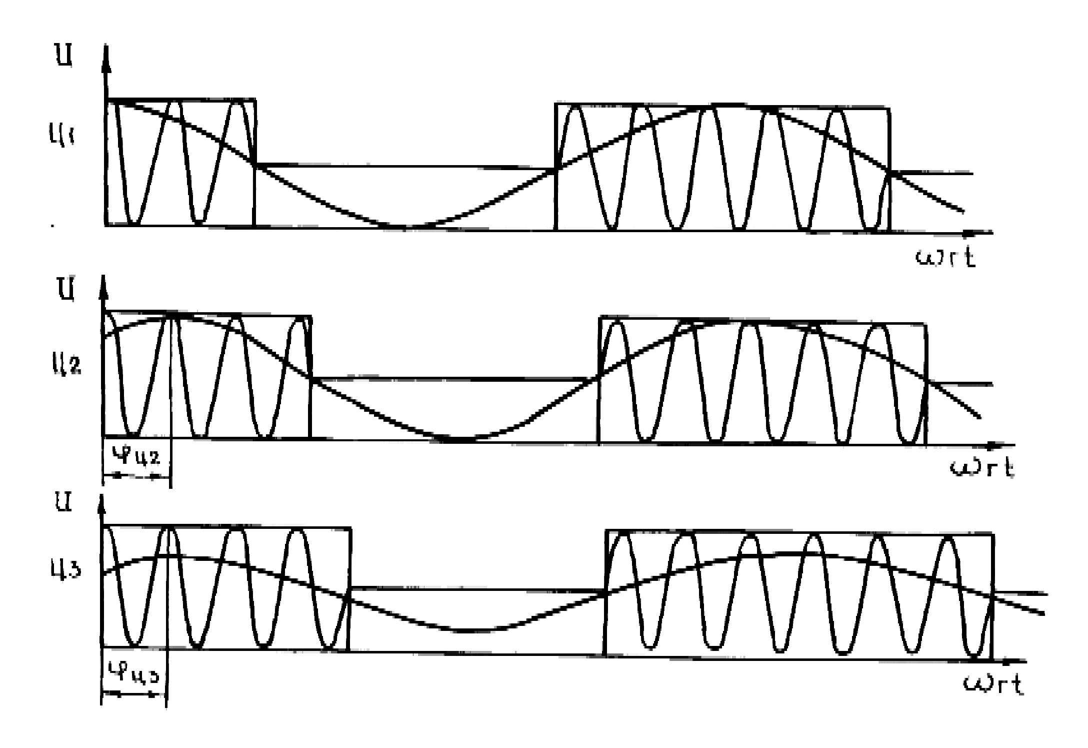


Рис. 2.17. Формирование управляющего сигнала при ШИМ потока

При частотной модуляции потока энергии в состав электронного блока вместо амплитудного детектора включается частотный детектор. Сущность формирования управляющего синусоидального сигнала на управляющей частоте показана на рис. 2.10.

При ВИМ информация о рассогласовании заложена в длительности импульса – чем больше ошибка рассогласования, тем меньше длительность импульса. Из анализа спектра последовательности импульсов следует, что чем меньше длительность импульса, тем больше амплитуда первой гармоники (как и при ШИМ). Таким образом, применив амплитудный детектор с фильтром, можно получить пропорциональную зависимость между ошибкой рассогласования и амплитудой первой гармоники импульсов при ВИМ (рис. 2.18).

При этом информация о плоскости рассогласования заложена в фазовом сдвиге первой гармоники ($\varphi_{ц3}$).

Таким образом, независимо от вида модуляции лучистого потока электронный блок формирует управляющее синусоидальное напряжение на частоте вращения ротора гироскопа, амплитуда которого пропорциональна величине угла рассогласования, а фаза несет информацию о направлении рассогласования.

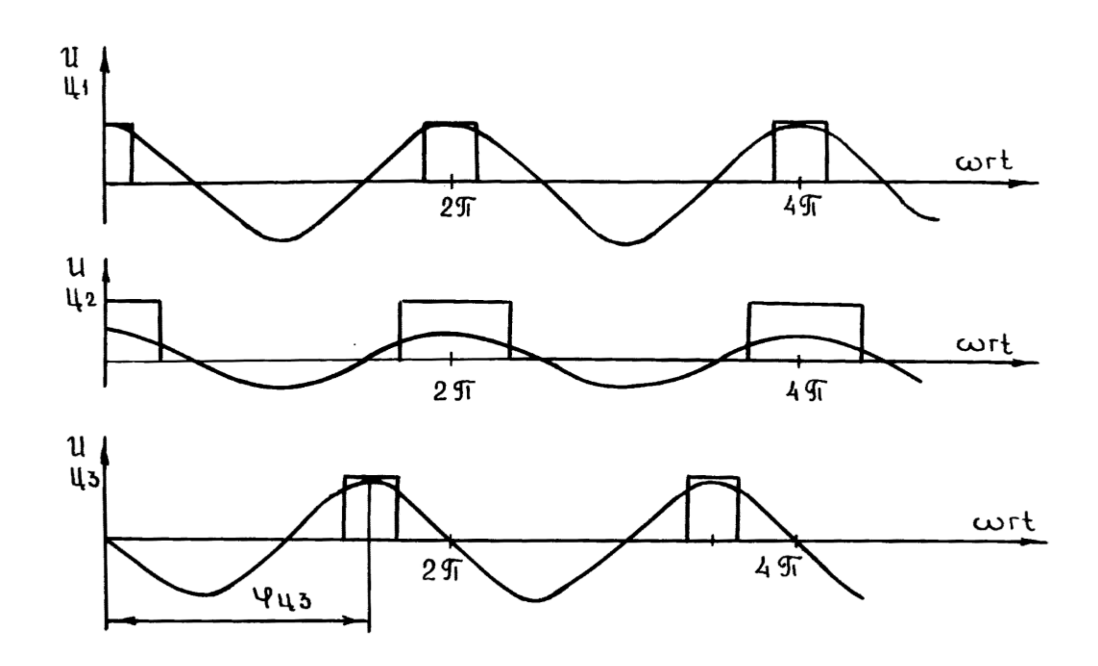


Рис. 2.18. Формирование управляющего сигнала при ВИМ потока

2.3.3. Принципы построения магнитной системы коррекции

Магнитная система коррекции предназначена для обеспечения прецессии ротора гироскопа под воздействием внешнего момента, создаваемого в катушке коррекции сигналом с усилителя мощности, со скоростью $\omega_{пр}$ в направлении уменьшения ошибки рассогласования.

В состав магнитной системы коррекции входят катушка коррекции, представляющая собой соленоид, ось которого совпадает с продольной осью ракеты, и ротор гироскопа, являющийся постоянным магнитом с явно выраженными полюсами (рис. 2.19).

Сигнал коррекции с усилителя коррекции, несущий информацию об угловом рассогласовании оптической оси гироскопа с направлением на цель ($\Delta\varepsilon$), имеет вид

$$u_\varepsilon = U_\varepsilon sin(\omega_г t + \mu_ц), \qquad (2.17)$$

где U_ε – амплитудное значение сигнала коррекции, пропорциональное ошибке рассогласования $\Delta\varepsilon$;

$\omega_г$ – частота вращения ротора гироскопа;

$\mu_ц$ – фаза сигнала, характеризующая плоскость рассогласования.

Известно, что трехстепенной гироскоп обладает следующим свойством: если к ротору гироскопа приложить внешний момент $\vec{M}_{вн}$, то ротор начнет прецессировать в направлении наикратчайшего совмещения вектора кинетического момента ротора $\vec{H}_г$ с моментом внешних сил (рис. 2.19).

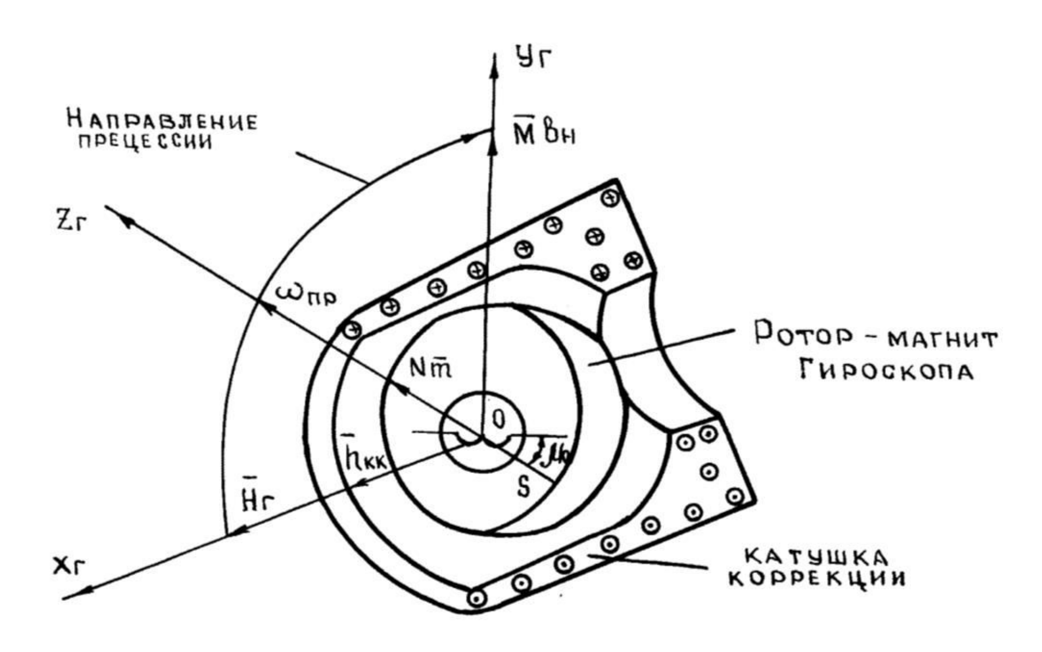


Рис. 2.19. Образование внешнего момента и прецессии ротора гироскопа

Кинетический момент ротора гироскопа характеризуется величиной

$$\vec{H}_г = I_{xг} \times \vec{\varpi}_{xг}, \tag{2.18}$$

где $I_{xг}$ – момент инерции ротора гироскопа;

$\vec{\varpi}_{xг}$ – вектор угловой скорости вращения ротора относительно оси $OX_г$ (оптической оси гироскопа).

Внешний момент в магнитной системе коррекции создается за счет взаимодействия магнитного поля ротора-магнита с магнитным полем катушки коррекции. При протекании тока через катушку коррекции в ней наводится переменное магнитное поле, которое, взаимодействуя с полем вращающегося ротора-магнита, создает внешний момент

$$\vec{M}_{вн} = \vec{m} \times \vec{h}_{кк}, \tag{2.19}$$

где $\vec{m}$ – вектор магнитного момента ротора-магнита, направленный вдоль линии раздела полюсов (от юга к северу);

$\vec{h}_{кк}$ – вектор напряженности магнитного поля катушки коррекции, направленный вдоль продольной оси катушки (ракеты) в ту или

иную сторону, в зависимости от направления протекания тока через катушку коррекции.

Тогда основное свойство гироскопа можно записать в виде векторного произведения:

$$\vec{M}_{вн} = \vec{\omega}_{пр} \times \vec{H}_{г}, \tag{2.20}$$

где $\vec{\omega}_{пр}$ – вектор угловой скорости прецессии ротора относительно оси OY.

Направление прецессии оптической оси гироскопа определяется по правилу трех пальцев правой руки (рис. 2.20):

большой палец направлен по вектору внешнего момента;

средний палец направлен по вектору угловой скорости вращения ротора гироскопа;

указательный палец показывает направление вектора угловой скорости прецессии.

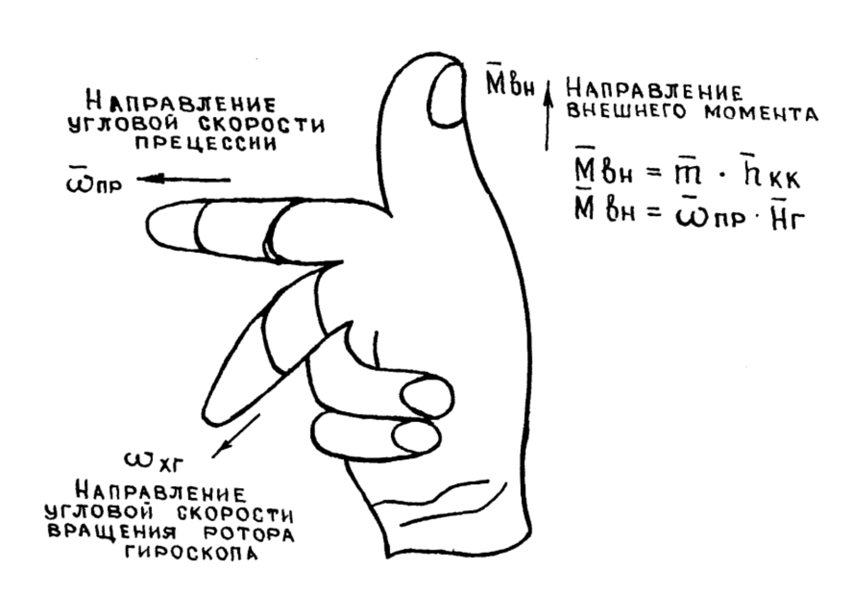


Рис. 2.20. Правило трех пальцев правой руки

Таким образом, для обеспечения прецессии гироскопа в сторону уменьшения ошибки рассогласования вектор внешнего момента, вызывающий эту прецессию, должен быть расположен в плоскости угла рассогласования. Направление вектора внешнего момента коррекции определяется фазой тока в катушке коррекции. В силу запаздывания в электронном блоке сигнала коррекции от огибающей "пачек" импульсов на выходе ПЛЭ необходима компенсация этого фазового сдвига. Эта компенсация реализуется одним из двух способов: поворотом рисунка растра относительно линии полюсов магнита ***N - S*** по

направлению вращения ротора гироскопа на угол μ_0 (см. рис. 2.19) или включением в состав электронного блока фазосдвигающей цепочки.

В целом передаточная функция по ошибке всего следящего координатора цели определяется упрощенным выражением вида

$$W(p) = \varepsilon_a(p) : \dot{\varepsilon}(p) = K_{эб}K_{кк}K_г : p = K_0 : p, \qquad (2.21)$$

где $K_{эб}$, $K_{кк}$, $K_г$ – коэффициенты передачи соответственно электронного блока, катушки коррекции и гироскопа.

Переходя к оригиналу, получим

$$\dot{\varepsilon}_л(t) = K_0 \Delta\varepsilon(t). \qquad (2.22)$$

Таким образом, по своим динамическим свойствам гироскопический СКЦ представляет собой следящую систему с астатизмом первого порядка, т.е. в установившемся режиме ошибка сопровождения цели ($\Delta\varepsilon$) пропорциональна угловой скорости линии визирования ракета-цель ($\dot{\varepsilon}_л$).

2.4. Принципы построения автономных систем ОГСН

2.4.1. Система электрического арретирования

Система электрического арретирования оптической оси гироскопа служит для совмещения оптической оси гироскопа с линией прицеливания в общем случае, а в частном – с продольной осью ракеты. Если продольная ось ракеты не совпадает с линией прицеливания, то датчиком арретира служит обмотка заклона.

В состав системы электрического арретирования входят (рис. 2.21): датчик арретира (обмотка пеленга или заклона); элементы электронного тракта усиления и преобразования СКЦ; магнитная система коррекции СКЦ.

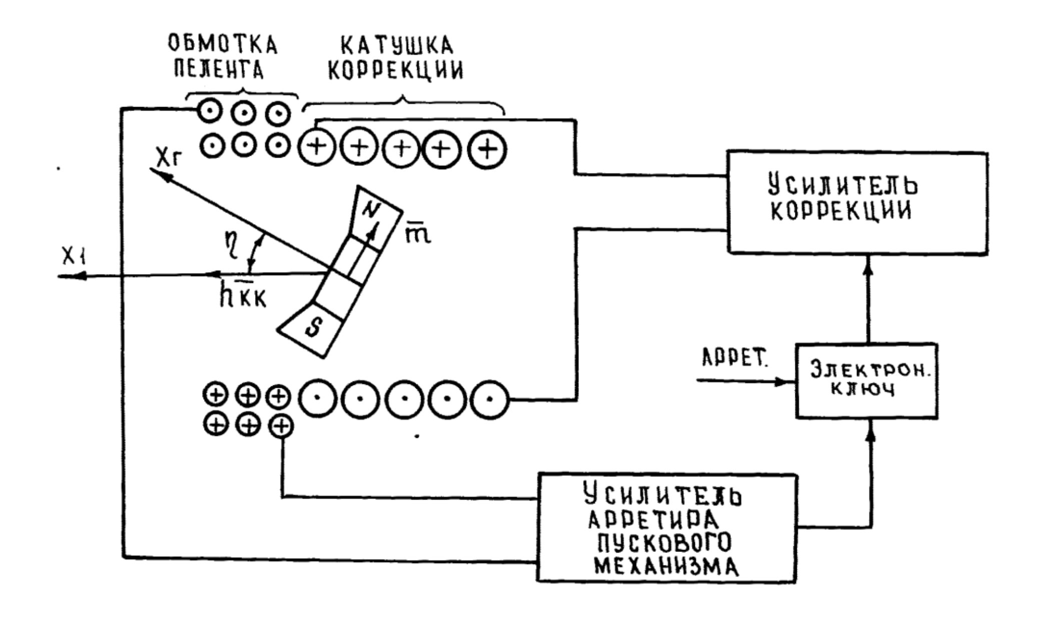


Рис. 2.21. Система электрического арретирования ротора гироскопа

В качестве датчика угла рассогласования используется датчик арретира, представляющий собой соленоид, расположенный перед катушкой коррекции. После окончания разгона ротора гироскопа при отклонении оптической оси гироскопа $OX_г$ от продольной оси ракеты OX на угол пеленга η в катушке арретира наводится переменное напряжение на частоте вращения ротора гироскопа, амплитуда которого пропорциональна углу пеленга η, а фаза соответствует плоскости (направлению) рассогласования.

Это напряжение усиливается усилителем арретира пускового механизма и через электронный ключ поступает на усилитель коррекции электронного блока СКЦ. Далее усиленный усилителем коррекции сигнал поступает на катушку коррекции, которая создает внешний момент, под действием которого ротор гироскопа прецессирует в направлении уменьшения ошибки рассогласования (угла пеленга).

2.4.2. Система разгона ротора гироскопа

Система разгона ротора гироскопа служит для быстрого (5 с) разгона ротора гироскопа до частоты порядка 100 Гц. Принцип действия этой системы основан на взаимодействии поля постоянного магнита ротора гироскопа с магнитными полями катушек вращения (КВ), которые к цепи тока подключаются и отключаются последовательно по мере вращения ротора-магнита вокруг оси $OX_г$.

Схема взаимодействия этих магнитных полей представлена на рис. 2.22.

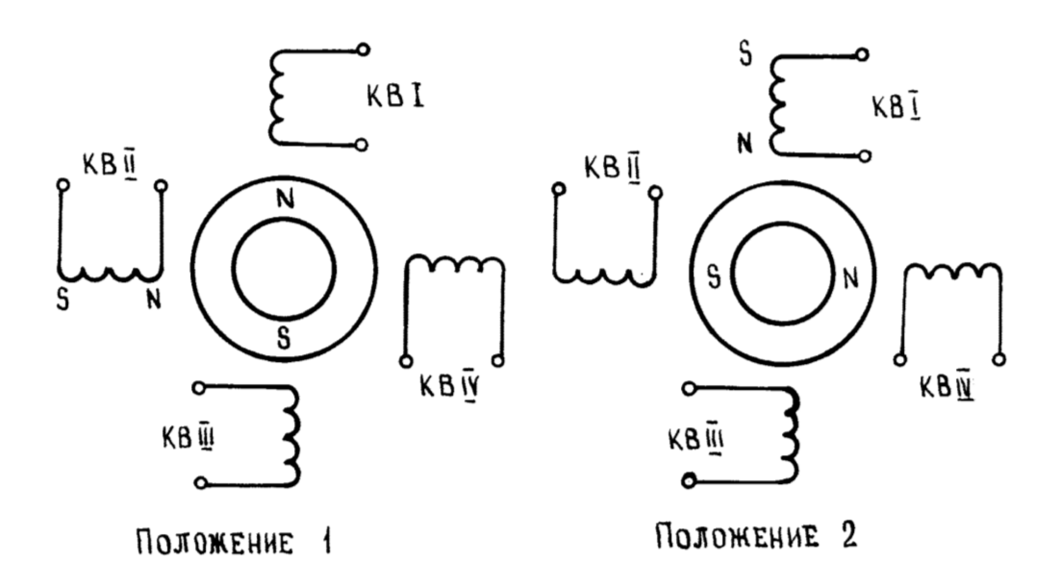


Рис. 2.22. Взаимодействие магнитных полей ротора гироскопа и катушек вращения

Если в положении *1*, когда северный полюс магнита расположен под КВI, а южный – под КВIII, пропустить через КВII ток, который создаст магнитное поле, направленное северным полюсом к ротору-магниту, то южный полюс ротора-магнита притянется к КВII, а северный будет отталкиваться от нее. В результате такого взаимодействия ротор повернется и займет положение *2*. Если в положении *2* отключить КВII и подключить КВI к источнику тока, то ротор-магнит повернется еще на четверть оборота и т.д. Таким образом, для раскрутки ротора-магнита необходимо последовательное с опережением на 90^0 подключение и отключение к источнику тока катушек вращения.

Последовательное подключение и отключение катушек вращения обеспечивается с помощью датчиков положения (ДП), индуктивное сопротивление которых изменяется в зависимости от положения относительно их ротора-магнита. Каждый ДП представляет собой дроссель, обмотка которого намотана на ферритовом сердечнике. Для обеспечения чувствительности датчика к направлению магнитного поля каждый ферритовый сердечник помещен в каркас, на котором намотана и обмотка подмагничивания. Ферритовые сердечники создают круговое магнитное поле величиной Φ_c (рис. 2.23, *а*).

В зависимости от относительного положения ДП и ротора-магнита результирующее магнитное поле, действующее на обмотки ДП, будет равно одному из трех значений (для положения ротора-магнита, представленного на

рис. 2.23, *а*) – $Ф_с$ (для ДПI и ДПIII), $Ф_с$ – 0,5$Ф_м$ (для ДПII) и $Ф_с$ + 0,5$Ф_м$ (для ДПIY).

Как известно из курса физики, индуктивность дросселя будет тем меньше, чем в более сильном магнитном поле он находится (рис. 2.23, *б*).

Таким образом, в зависимости от взаимного положения дросселя и ротора-магнита, имеющего магнитное поле величиной $Ф_м$, индуктивность дросселя и связанное с ней соотношением

$$X_{дп} = \omega_{ген} \times L_{дп} \quad (2.23)$$

индуктивное сопротивление ДП, при протекании через нее переменного тока частотой $\omega_{ген}$, будут изменяться от минимального (X_{min}) до максимального (X_{max}) значений.

При изменении сопротивления будет изменяться и ток управления, поступающий с выпрямительных детекторов на усилитель:

$$I_{упр} = U_{ген}\sqrt{R^2 + X_{дп}^2}, \quad (2.24)$$

где $I_{упр}$ – ток в цепи управления усилителя;

$U_{ген}$ – напряжение генератора высокой частоты;

R – активное сопротивление ДП и генератора;

$X_{дп}$ – индуктивное сопротивление ДП.

Для положения, указанного на рис. 2.23, *а*, ДПIY будет иметь минимальное индуктивное сопротивление, так как индуктивность ДПIY будет меньше, чем у других ДП за счет воздействия на нее суммарного магнитного поля – сердечника и ротора-магнита ($Ф_с$+ $0,5Ф_р$).

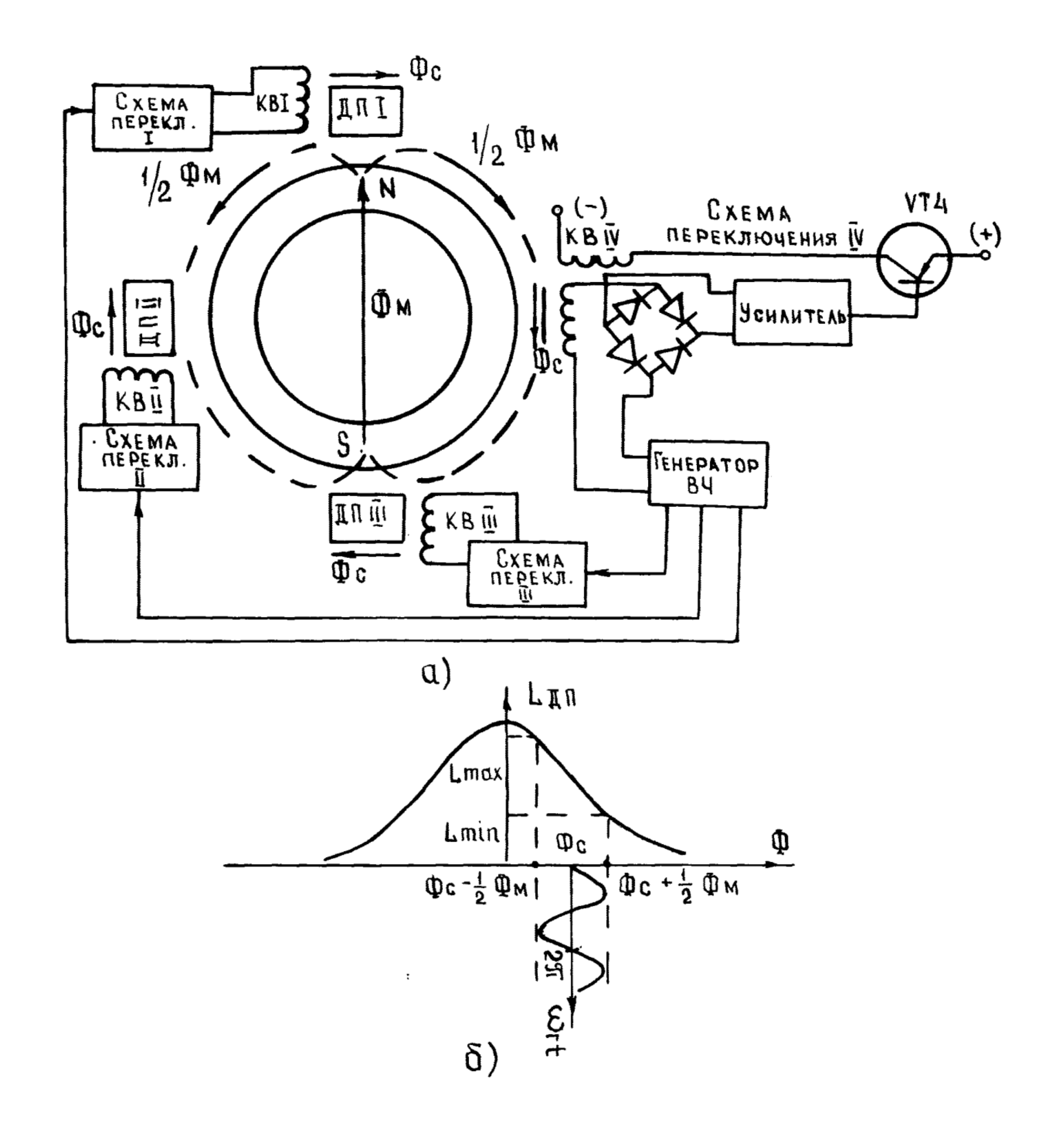


Рис. 2.23. Принцип действия схемы разгона ротора гироскопа

В этом случае величина управляющего тока, после усиления, достигнет величины, достаточной для открытия ключевого транзистора VT4. Через KBIY потечет ток, создающий магнитное поле, под действием которого ротор-магнит повернется на 90^0. При повороте ротора-магнита на 90^0 (по часовой стрелке) суммарное магнитное поле будет воздействовать уже на ДПIII, что приведет к увеличению тока управления в третьей схеме, открыванию ключевого транзистора VT3 и т.д.

При достижении ротором гироскопа номинальной скорости вращения система разгона отключается частотным реле, а поддержание скорости вращения осуществляется системой стабилизации оборотов.

2.4.3. Система стабилизации оборотов ротора гироскопа

Система стабилизации оборотов (ССО) ротора гироскопа построена по принципу замкнутой следящей системы и предназначена для поддержания постоянной скорости вращения ротора гироскопа (по отношению к земной системе координат) после его разгона. Функциональная схема ССО представлена на рис. 2.24.

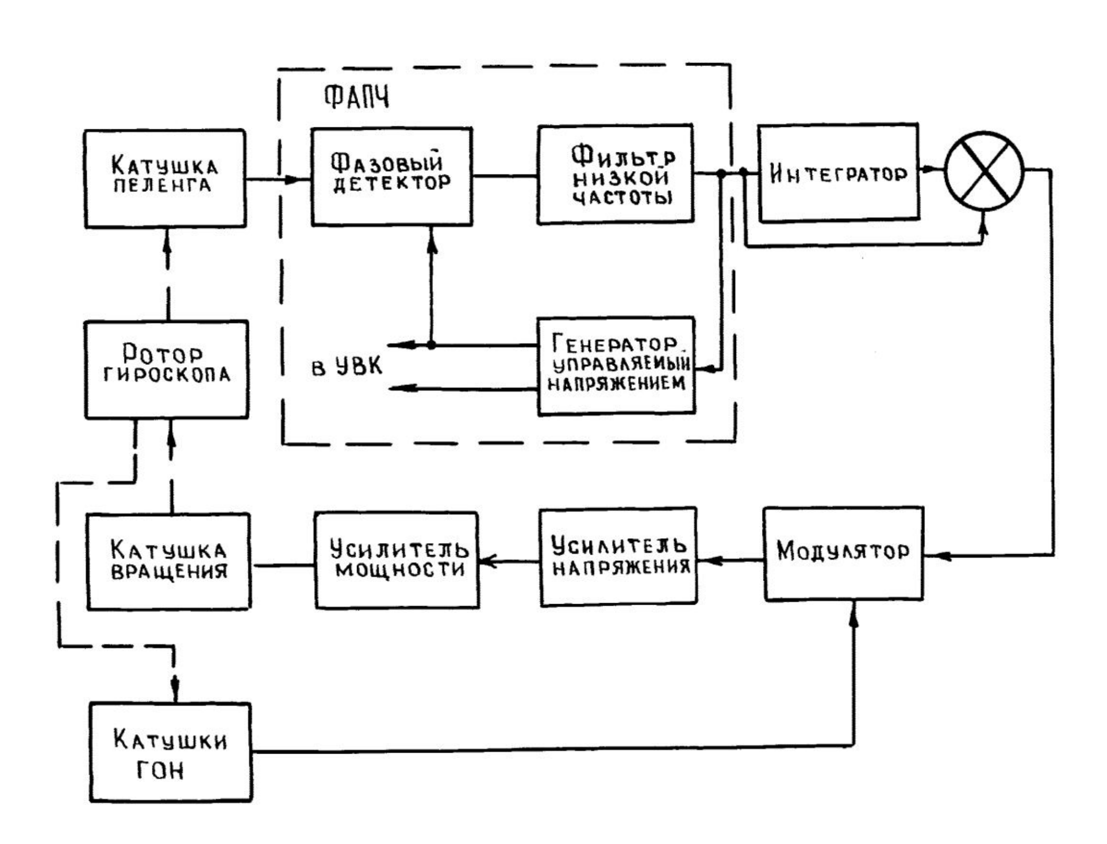


Рис. 2.24. Функциональная схема системы стабилизации оборотов ротора гироскопа

Входными сигналами ССО являются сигналы с генератора опорных напряжений (ГОН) и с обмотки пеленга. Сигналы с ГОН следуют на суммарной частоте вращения ракеты ($\omega_р$) и вращения ротора гироскопа ($\omega_г$) - $\omega_р+\omega_г$. Благодаря тому, что плоскость намотки витков обмотки пеленга перпендикулярна оси ракеты, частота наводимой ЭДС в этой обмотке равна частоте вращения ротора гироскопа и не зависит от частоты вращения ракеты.

Сигнал с обмотки пеленга, действующий на частоте вращения ротора гироскопа ($\omega_г$), поступает на управляемый вход фазового детектора системы фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ), на управляющий вход которого подается сигнал с генератора управляемого напряжением (ГУН), частота выходного сигнала которого линейно зависит от напряжения на его входе.

Между выходом фазового детектора и входом ГУН установлен фильтр низкой частоты (ФНЧ). При изменении фазы сигнала в обмотке пеленга с некоторой скоростью среднее значение сигнала на выходе фазового детектора будет отличным от нуля. При этом фаза сигнала с ГУН будет изменяться до тех пор, пока не произойдет обнуление выходного сигнала фазового детектора. При изменении частоты сигнала в обмотке пеленга относительно номинальной частоты ГУН ($\omega_г$) установившееся значение постоянной составляющей на выходе фазового детектора и ФНЧ будут отличными от нуля и однозначно характеризовать ошибку ССО.

Выходной сигнал с ФНЧ ФАПЧ поступает на один вход сумматора, а на другой его вход поступает интегрированный сигнал с ФНЧ. Интегрирование сигнала ФНЧ ФАПЧ применяется в ССО для сведения к нулю ошибки ССО (астатизм первого порядка). Сигнал с сумматора подается на модулятор, опорным сигналом которого является сигнал с ГОН, действующий на суммарной частоте ($\omega_p + \omega_г$). Выходной сигнал модулятора после усиления по напряжению и мощности поступает на катушки вращения. При протекании тока через катушки вращения в них создается пульсирующее знакопеременное магнитное поле с суммарной частотой вращения ($\omega_p + \omega_г$), при взаимодействии которого с полем постоянного магнита-ротора возникает вращающий момент, обеспечивающий поддержание требуемой скорости вращения ротора гироскопа.

Продольная ось катушек вращения, как и катушек ГОН, лежат в плоскости, перпендикулярной продольной оси ракеты. Для ослабления положительной обратной связи (трансформаторного эффекта) оси катушек вращения и ГОН развернуты друг относительно друга на 90^0. Для компенсации этого сдвига в усилителе напряжения установлен фильтр, изменяющий фазу сигнала с модулятора в диапазоне частот изменения сигнала на угол, близкий к 90^0. Во избежание неустойчивой работы ССО при углах пеленга, равных нулю (сигнал с обмотки пеленга равен нулю) и существующих длительное время, предусмотрена специальная обмотка (обмотка заклона), расположенная в передней части пусковой трубы. Эта обмотка включается в работу в режиме электрического арретирования и прицеливания, обеспечивая стабильную информацию о скорости вращения ротора гироскопа при нулевых углах пеленга.

Конструктивно обмотка заклона выполнена как и катушка ГОН, и отключается при пуске ракеты.

2.4.4. Система охлаждения ПЛЭ

Система охлаждения ПЛЭ, применяемая в ЗУР 9М36, 9М313 и 9М39, предназначена для глубокого (до -200^0 С или 73 К) охлаждения ПЛЭ перед пуском ракеты. Глубокое охлаждение ПЛЭ позволяет повысить его чувствительность к излучению газовой струи реактивного двигателя и понизить чувствительность к отраженной энергии Солнца. Схема системы охлаждения представлена на рис. 2.25.

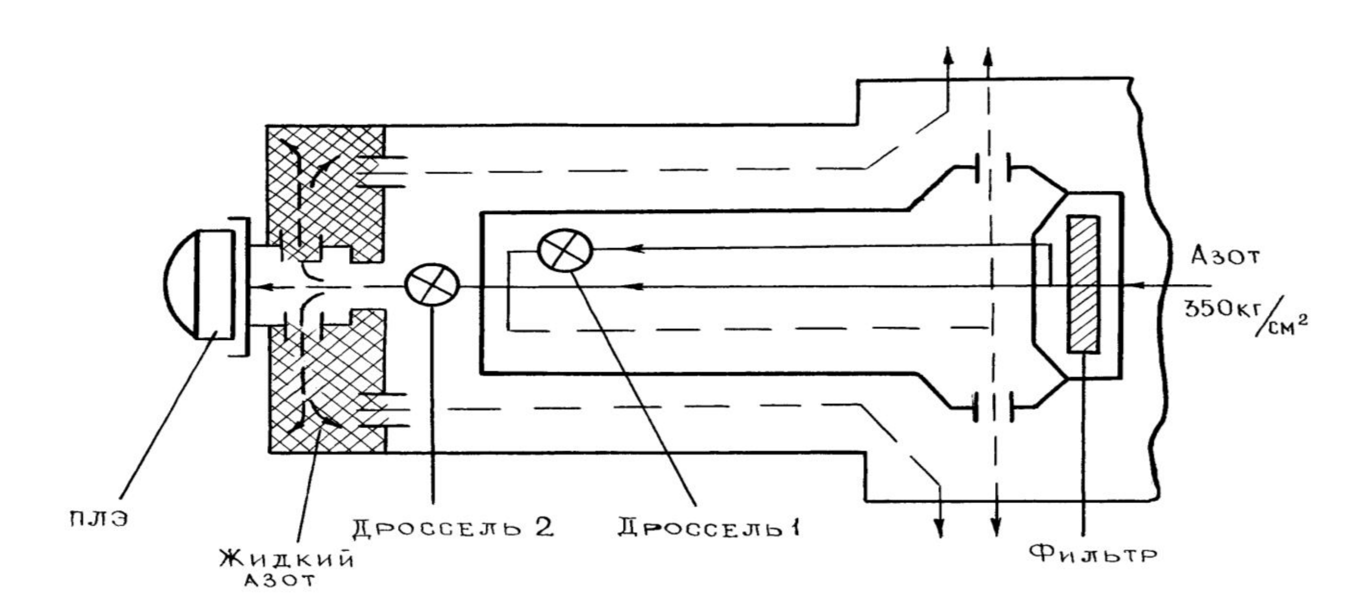


Рис. 2.25. Система охлаждения ПЛЭ тепловой ГСН

В качестве хладагента в системе охлаждения используется газообразный азот высокого давления, запас которого (на время t ≈ 30 с) хранится в специальном баллоне наземного блока питания комплекса.

Принцип действия системы охлаждения основан на использовании жидкого азота, получаемого путем дросселирования газообразного азота высокого давления. Дросселирование осуществляется дросселями 1, 2 и капиллярными отверстиями накопителя "холода". В качестве накопителя "холода" используются пористые материалы. Для стравливания избыточного давления в ГСН с системой охлаждения устанавливается клапан стравливания избыточного давления.

Время охлаждения ПЛЭ сравнимо с временем разгона ротора гироскопа и не увеличивает время готовности ракеты к пуску. При пуске ракеты трубка

подвода хладагента к системе охлаждения ПЛЭ перерезается и в полете требуемая чувствительность ПЛЭ поддерживается за счет накопленного "холода".

2.5. Принципы построения УВК и АП

2.5.1. Принципы построения УВК

Устройство выработки команд (УВК) предназначено для формирования команд управления рулями ракеты в соответствии с принятым методом наведения.

В связи с жесткими ограничениями на габариты, массу и объем бортовой аппаратуры ЗУР ПЗРК в основу ее построения положен принцип одноканального управления. В одноканальной бортовой аппаратуре ЗУР изменение положения центра масс ракеты осуществляется с помощью одной пары рулей, работающих в релейном режиме, т.е. отклоняющихся от упора до упора. При этом направление отклонения рулей зависит от полярности сигнала, сформированного устройством выработки команд. Сигналу положительной полярности соответствует отклонение рулей в одну сторону, а отрицательной - в другую.

Принятый в системе самонаведения ЗУР ПЗРК метод пропорционального сближения предполагает прямую пропорциональную зависимость между управляющей силой ракеты и ошибкой наведения в виде

$$\vec{Y} = k_1 \dot{\vec{\varepsilon}}_л , \qquad (2.25)$$

где $\vec{Y}$ – управляющая сила ракеты;

$\dot{\vec{\varepsilon}}_л$ – угловая скорость линии визирования ракета-цель;

k_1 – коэффициент пропорциональности.

Для реализации управления по методу пропорционального сближения при одноканальном релейном рулевом приводе необходимо:

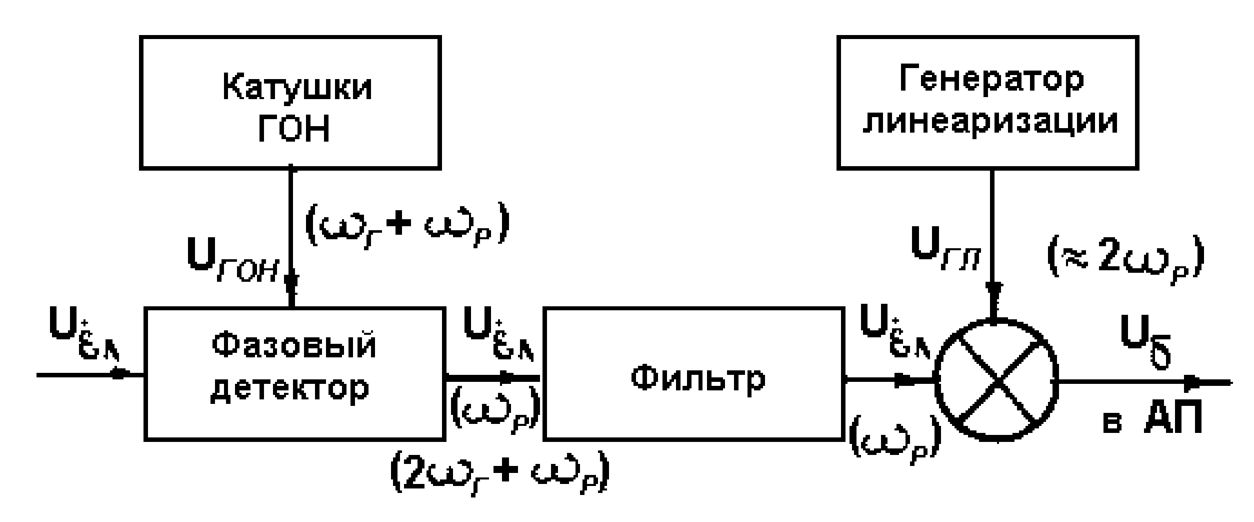
принудительно вращать ракету относительно продольной оси (для создания управляющей силы в любом поперечном направлении);

иметь сигнал наведения с информацией об ошибке наведения $\dot{\varepsilon}_л$ в виде сигнала переменного тока на частоте вращения ракеты, т.е. дважды менять знак за оборот ракеты;

кроме сигнала управления на вход УВК подавать сигнал линеаризации стабильной амплитуды и частоты, равной средней удвоенной частоте вращения ракеты.

Типовая схема УВК для одноканального релейного рулевого привода приведена на рис. 2.26.

С выхода электронного блока СКЦ на один вход фазового детектора поступает синусоидальный сигнал управления (2.17) на частоте вращения ротора гироскопа, содержащий информацию о величине (амплитуда сигнала) и направлении (фаза сигнала) угловой скорости линии визирования цели. На второй



вход фазового детектора поступает сигнал с катушек генератора опорных напряжений (ГОН) на суммарной частоте вращения ротора гироскопа и ракеты $(\omega_г + \omega_р)$, так как они вращаются в разные стороны.

Рис. 2.26. Типовая схема одноканального УВК

Сигнал на выходе фазового детектора содержит две составляющие: одна – на суммарной $(2\omega_г + \omega_р)$, а другая – на разностной частоте $(\omega_р)$ вращения ракеты и ротора гироскопа $(\omega_р)$. Первая составляющая отфильтровывается с помощью фильтра фазового детектора, а вторая, содержащая информацию о величине и направлении вектора угловой скорости линии визирования цели на частоте вращения ракеты, поступает на вход сумматора, где складывается с синусоидальным сигналом генератора линеаризации. Сигнал линеаризации имеет постоянную амплитуду, примерно вдвое меньшую амплитуды максимального сигнала управления, и частоту, равную удвоенной средней частоте вращения ракеты.

На рис. 2.27 показаны примеры формирования средней за оборот ракеты при различных формах сигнала с выхода УВК.

Если с выхода УВК на автопилот (АП) подать постоянный сигнал, то рули отклонятся на максимальный угол и не будут менять знак при вращении ракеты (рис. 2.27, *а*). В этом случае годограф вектора управляющей силы опишет окружность, а средняя за оборот ракеты управляющая сила будет равна нулю (правый рисунок).

Если с выхода УВК на АП подать синусоидальный сигнал наведения на частоте вращения ракеты (без суммирования с сигналом линеаризации), то рули будут перебрасываться из одного крайнего положения в другое через каждую половину оборота ракеты (рис. 2.27, *б*). Как видно из годографа вектора управляющей силы для этого случая, средняя за оборот ракеты управляющая сила равна максимальной и не зависит от амплитуды сигнала наведения.

Если с выхода УВК на АП подать синусоидальный сигнал линеаризации, то рули будут перебрасываться из одного крайнего положения в другое через каждые четверть оборота ракеты (рис. 2.27 *в*).

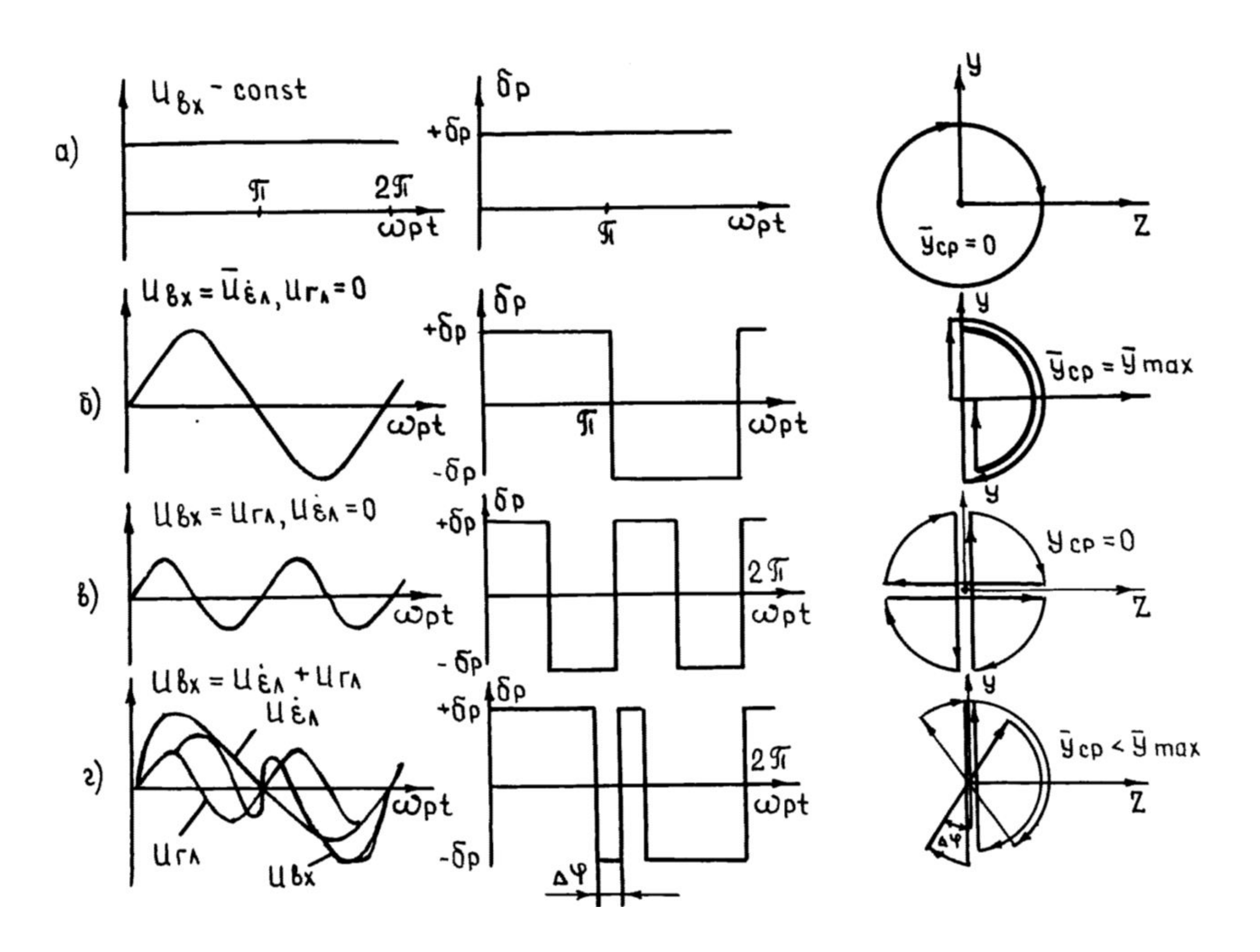


Рис. 2.27. Принцип формирования управляющей силы одноканальным релейным рулевым приводом

Согласно годографа вектора управляющей силы для этого случая средняя за оборот ракеты управляющая сила равна нулю и не зависит от амплитуды сигнала линеаризации.

И если же на вход АП подать суммарный сигнал (наведения и линеаризации), то рули ракеты будут менять знак четыре раза за оборот ракеты

(рис. 2.27, *г*). При этом моменты смены знака рулей зависят от соотношения амплитуд сигналов наведения и линеаризации. Чем больше амплитуда сигнала наведения, тем ближе момент смены знака рулей к полуобороту ракеты и, наоборот, чем меньше амплитуда сигнала наведения, тем ближе момент смены знака рулей к четверти оборота ракеты.

Отсюда нетрудно убедиться, что величина средней за оборот ракеты управляющей силы зависит от соотношения амплитуд сигналов $U_{\varepsilon л}$ и $U_{гл}$, а ее направление определяется фазой сигнала наведения ($U_{\varepsilon л}$). Так как сигнал линеаризации имеет постоянные амплитуду и частоту, то в конечном итоге величина и направление средней за оборот ракеты управляющей силы зависит от амплитуды и фазы сигнала наведения, несущего информацию о величине и направлении угловой скорости линии визирования ракета-цель.

Текущее значение управляющей силы определяется зависимостью

$$\vec{Y} = \left|\vec{Y}\right| exp\left(i\omega_p t\right), \tag{2.26}$$

где $\left|\vec{Y}\right|$ – модуль вектора управляющей силы;

ω_p – угловая скорость вращения ракеты относительно продольной оси, изменяющаяся в процессе полета в пределах от 125,6 до 75,36 рад/с (20 Гц ≥ $\omega_р/2\pi$ ≥ 12 Гц).

Модуль вектора управляющей силы равен:

$$\left|\vec{Y}\right| = k\,|\delta|, \tag{2.27}$$

где k – размерный коэффициент пропорциональности, характеризующий аэродинамические свойства ЗУР, Н/рад;

$\delta = \pm\delta_{max}$ – угол отклонения рулей от среднего положения, рад.

Тогда значение управляющей силы за один оборот ракеты можно определить с помощью выражения

$$\vec{Y} = |Y|\frac{2\pi}{T}\int_0^T exp(\,i\omega_P\,t\,)\,dt\,, \tag{2.28}$$

или переходя от временных к угловым координатам получим

$$\vec{Y} = |Y|\frac{2\pi}{2\pi}\int_0^{2\pi} exp(\,i\gamma\,)d\gamma = |Y|\int_0^{2\pi} exp(\,i\gamma\,)d\gamma\,, \tag{2.29}$$

где $T = \frac{2\pi}{\omega}$ – полный период вращения ракеты относительно продольной оси;

$\gamma = \omega_р\,t$ – текущее значение угла поворота ракеты относительно продольной оси.

Подставляя в выражение (2.29) пределы интегрирования (значения углов поворота ракеты) при изменении знака рулей в соответствии с рис. 2.27, *г*, получим следующее выражение для средней за оборот ракеты управляющей силы:

$$\left|\vec{Y}_{CP}\right| = |Y|\Big(\int\limits_{0}^{\pi-\Delta\gamma} e^{i\gamma} d\gamma - \int\limits_{\pi-\Delta\gamma}^{\pi} e^{i\gamma} d\gamma + \int\limits_{\pi}^{\pi+\Delta\gamma} e^{i\gamma} d\gamma - \int\limits_{\pi+\Delta\gamma}^{2\pi} e^{i\gamma} d\gamma \Big) =$$

$$= Y\frac{1}{i}\Big[e^{i(\pi-\Delta\gamma)} - 1 - e^{i\pi} + e^{i(\pi-\Delta\gamma)} + e^{i(\pi+\Delta\gamma)} - e^{i\pi} - e^{i2\pi} + e^{i(\pi+\Delta\gamma)} \Big] = \qquad (2.30)$$

$$= 4|Y| e^{i\pi/2} \cos\Delta\gamma,$$

где $Y_{max} = 4|Y|$ – максимальная величина управляющей силы;

$exp(i\pi/2)$ – множитель, характеризующий направление средней управляющей силы на π/2 по направлению вращения ракеты от начальной фазы сигнала наведения;

$cos\Delta\gamma$ – множитель, характеризующий модуль средней управляющей силы, зависящий от соотношения амплитуд сигналов наведения и генератора линеаризации.

При регламентных проверках ЗУР контролируется коэффициент команды ($K_к$), под которым понимается степень использования максимальной управляющей силы ($K_к = Y_{ср}/Y_{max}$). Требуемая зависимость коэффициента команды от соотношения амплитудных значений сигналов наведения и линеаризации ($U_{εл}/U_{гл}$) приведена на рис. 2.28.

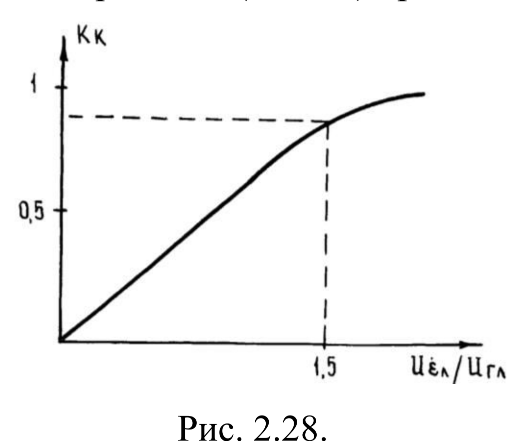


Рис. 2.28. Коэффициент

Необходимо отметить, что непостоянство скорости вращения ракеты и отсутствие синхронизации генератора линеаризации сигналом наведения приводит к нарушению линейной зависимости между амплитудой сигнала наведения и средней за оборот ракеты управляющей силой, что вызывает дополнительные ошибки наведения. Кроме того, работа рулевого привода в релейном режиме (рули постоянно отклонены в одну или другую сторону) приводит к возрастанию лобового сопротивления ракеты и, как следствие, к уменьшению скорости и максимальной дальности полета ракеты.

2.5.2. Принципы построения АП

Автопилот (АП) является частью бортовой аппаратуры управления полетом ракеты и предназначен для отработки сигнала наведения с выхода УВК (с помощью одноканального релейного рулевого привода) и демпфирования колебаний ракеты относительно оси управления.

Принцип действия рулевого привода поясняется рис. 2.29.

В зависимости от полярности суммарного управляющего сигнала с усилителя мощности ток протекает то через одну, то через другую обмотку электромагнитов рулевой машинки, перемещающих золотниковое устройство то в одну, то в другую сторону. В зависимости от направления перемещения золотника рабочий газ под давлением подается в одну или другую полость рабочего цилиндра с поршнем. При этом золотник одновременно сообщает с атмосферой ту полость цилиндра, в которую рабочий газ не подается. Поршень, перемещаясь в цилиндре, увлекает за собой поводок руля и связанный с ним руль из одного крайнего положения в другое.

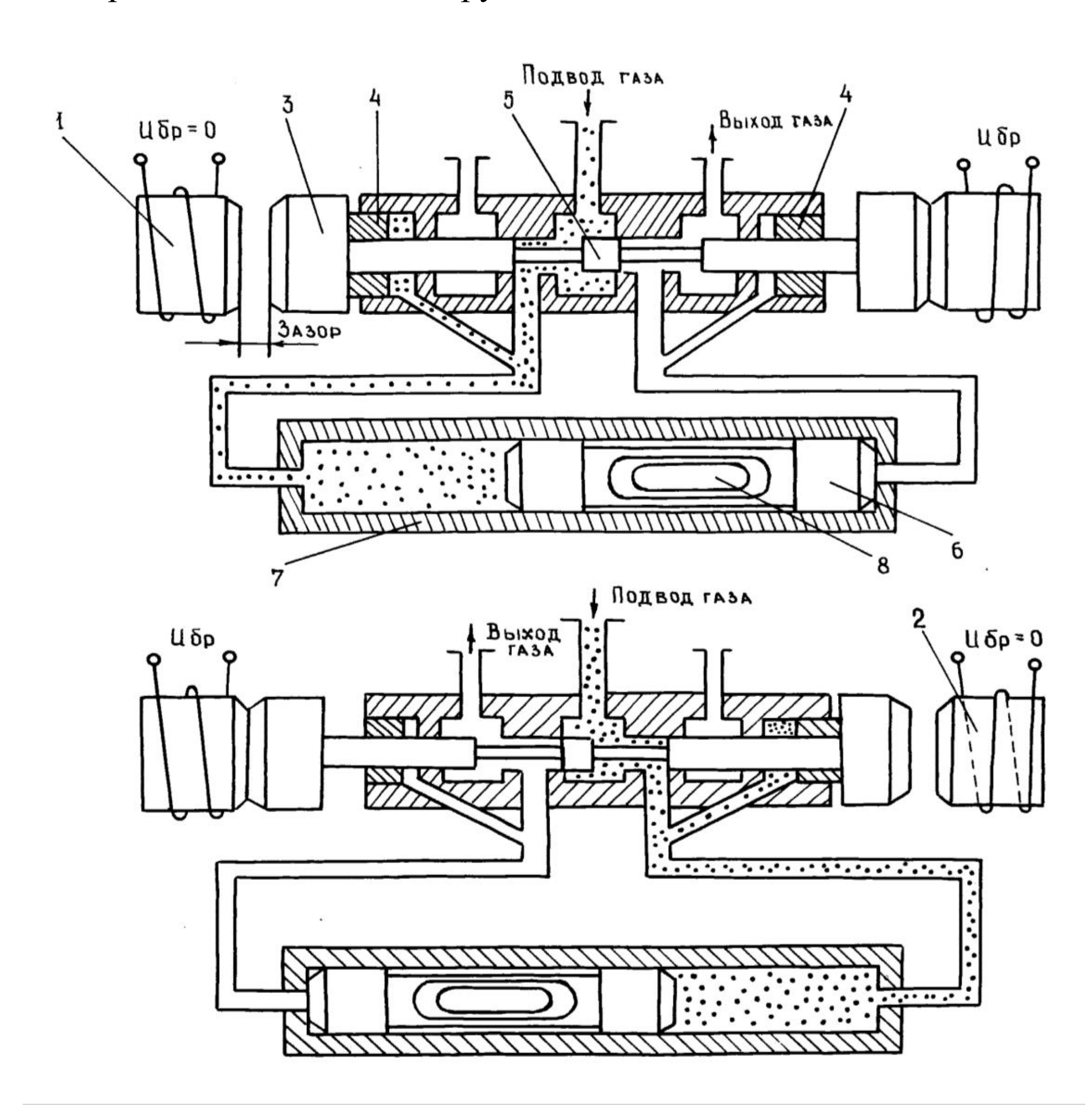


Рис. 2.29. Принцип действия релейного рулевого привода:
1, *2* – левый и правый электромагниты; *3* – якорь; *4* – уплотнительные втулки; *5* – золотник; *6* – поршень; *7* – цилиндр; *8* – выточка поршня

В одноканальных ЗУР при резких перебросах рулей из одного крайнего положения в другое могут возникать возмущения, приводящие к колебаниям корпуса ракеты относительно центра масс с недопустимо большими угловыми скоростями. Для демпфирования этих колебаний вводится система стабилизации с датчиком угловой скорости (ДУС). На рис. 2.30 представлена типовая структурная схема одноканального АП с системой стабилизации по угловой скорости колебаний корпуса ракеты относительно оси управления.

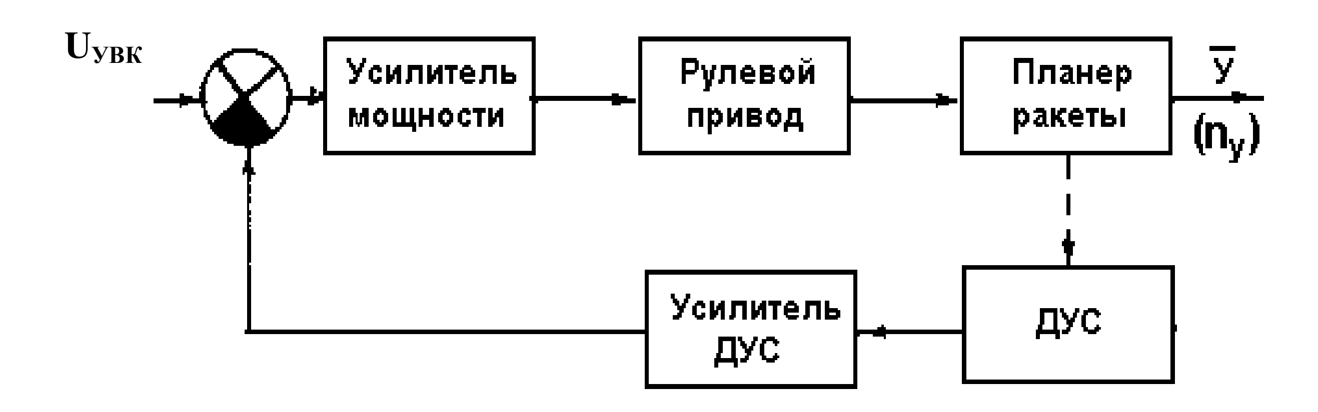


Рис. 2.30. Структурная схема автопилота ракеты ПЗРК

ДУС, являясь чувствительным элементом, жестко закреплен на корпусе ракеты и измеряет сигнал, пропорциональный угловой скорости колебаний ракеты относительно оси управления. Сигнал с ДУС, являясь сигналом отрицательной обратной связи, суммируется в усилителе мощности с выходным сигналом с УВК и поступает, в зависимости от полярности, на одну из обмоток рулевого привода.

Контрольные вопросы

1. Каковы основные преимущества самонаводящихся ЗУР перед телеуправляемыми ЗУР?
2. Обосновать функционально необходимые элементы системы управления полетом самонаводящихся ЗУР.
3. Каковы назначение и состав СКЦ самонаводящихся ЗУР?

4. Каким образом в СКЦ ошибка по положению преобразуется в угловую скорость линии визирования цели?

5. Перечислить основные входные сигналы УВК самонаводящихся ЗУР.

6. Проанализировать уравнение кинематического звена и сделать выводы.

7. Назвать признаки классификации ГСН.

8. Какие сигналы формируются в ГСН?

9. Обосновать функционально необходимые элементы СКЦ.

10. Перечислить автономные системы пассивной ОГСН.

11. Пояснить состав и принцип действия оптической системы СКЦ.

12. Какие функции в оптической системе выполняет анализатор изображения (модулирующий растр)?

13. Перечислить виды модуляции лучистого потока, используемые в ОГСН ЗРК БД, и произвести их сравнительный анализ.

14. Назвать основные параметры ПЛЭ, используемых в ОГСН.

15. Перечислить факторы, влияющие на пороговые и шумовые параметры ПЛЭ.

16. Какие факторы определяют спектральную чувствительность ПЛЭ?

17. Пояснить основные свойства трехстепенного гироскопа.

18. Назвать состав и назначение элементов электронного блока СКЦ.

19. Пояснить принцип создания внешнего момента в магнитной системе коррекции СКЦ.

20. Как определяется направление прецессии ротора гироскопа?

21. Записать и пояснить передаточную функцию по ошибке СКЦ.

22. Пояснить назначение и принцип действия системы электрического арретирования ротора гироскопа.

23. Назвать состав и объяснить принцип действия системы разгона ротора гироскопа.

24. Каковы состав и принцип действия системы стабилизации оборотов ротора гироскопа?

25. Пояснить назначение, состав и принцип действия системы охлаждения ПЛЭ ТГСН.

26. Что необходимо для реализации метода пропорционального сближения при одноканальном релейном рулевом приводе?

27. Каковы состав и назначение элементов одноканального УВК?

28. Пояснить принцип формирования управляющей силы одноканальным рулевым приводом.

29. Каковы назначение и принцип действия датчика угловых скоростей ЗУР ПЗРК?

30. Пояснить принцип действия одноканального рулевого привода.

ЧАСТЬ II. УСТРОЙСТВО ПЗРК

3. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПЕРЕНОСНЫХ ЗЕНИТНЫХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСАХ

3.1. Назначение, модификации и состав переносных зенитных ракетных комплексов

Переносные зенитные ракетные комплексы (ПЗРК) ближнего действия предназначены для поражения визуально наблюдаемых низколетящих теплоизлучающих воздушных целей на встречных и догонных курсах в условиях естественных помех [9, 10, 11, 12]. ПЗРК "Игла" обеспечивает поражение этих целей и в условиях организованных высокотемпературных помех типа ложная тепловая цель (ЛТЦ).

ПЗРК являются эффективным средством непосредственного прикрытия общевойсковых и других подразделений и отдельных малоразмерных объектов (командных пунктов, стартовых и огневых позиций, аэродромов, мостов, переправ и т. п.) от ударов воздушного противника.

ПЗРК просты в эксплуатации, обладают высокой мобильностью и возможностью применения во всех видах боя и боевой деятельности войск, когда применение других средств ПВО ограничено или практически исключено (при действиях в труднодоступной болотистой, лесистой и горной местностях). В бою ПЗРК обслуживается одним человеком - стрелком-зенитчиком. Стрельба комплексом производится с правого плеча стрелка-зенитчика из положения "стоя" или "с колена" с открытой, обеспечивающей обзор воздушного пространства, позиции. Комплекс позволяет производить пуск ракеты из окопа, с позиций занимаемых на воде, болотистой местности, с объектов бронетанковой техники, движущихся по ровной местности со скоростью не более 20 км/ч, а также с автомашины с места или с короткой остановки. Комплекс позволяет производить пуск ракеты стрелком-зенитчиком в индивидуальных средствах защиты.

Комплексы обеспечивают ведение стрельбы в ручном или автоматическом режимах пуска ракет. Автоматический режим является основным при пусках по всем видам целей как навстречу, так и вдогон. Ручной режим пуска используется в основном при обстреле малоскоростных и неподвижных (зависающих) целей.

Модификации ПЗРК. Все модификации отечественных ПЗРК разработаны конструкторским бюро машиностроения Российской Федерации (КБМ РФ).

ПЗРК "Стрела-2" (9К32) принят на вооружение в 1968 г. Зенитная управляемая ракета (ЗУР) 9М32 этого комплекса, как и ЗУР последующих модификаций, построена по аэродинамической схеме "утка" с одноканальным рулевым приводом, работающем в релейном режиме. В комплексе реализована пассивная система самонаведения. По информации с тепловой головки самонаведения (ТГСН) ЗУР наводится на цель по методу пропорционального наведения, обеспечивающим формирование команд управления полетом ЗУР по величине и направлению вектора угловой скорости линии визирования ракета-цель. Задачи предстартовой подготовки ЗУР к пуску и безопасный пуск ракеты в этом комплексе решались пусковым механизмом 9П53 и пусковой трубой 9П54. Комплекс не имел автоматического режима пуска, что снижало его эффективность при обстреле целей в сложной фоновой обстановке.

ПЗРК "Стрела-2М" (9К32М) принят на вооружение в 1970 г. (рис.3.1). Основные отличия ПЗРК "Стрела-2М" от ПЗРК "Стрела-2" заключались в следующем [9]:

усовершенствована ТГСН (9Э46) за счет изменения формы рисунка растра в следящем координаторе цели, что позволило улучшить селекцию целей на фоне естественных помех;

повышена мощность двигательной установки ЗУР, что позволило увеличить дальнюю и верхнюю и уменьшить нижнюю границы зоны поражения и увеличить среднюю скорость полета ЗУР;

введен автоматический (кроме ручного) режим пуска ЗУР, что повысило эффективность обстрела целей в сложной фоновой обстановке.

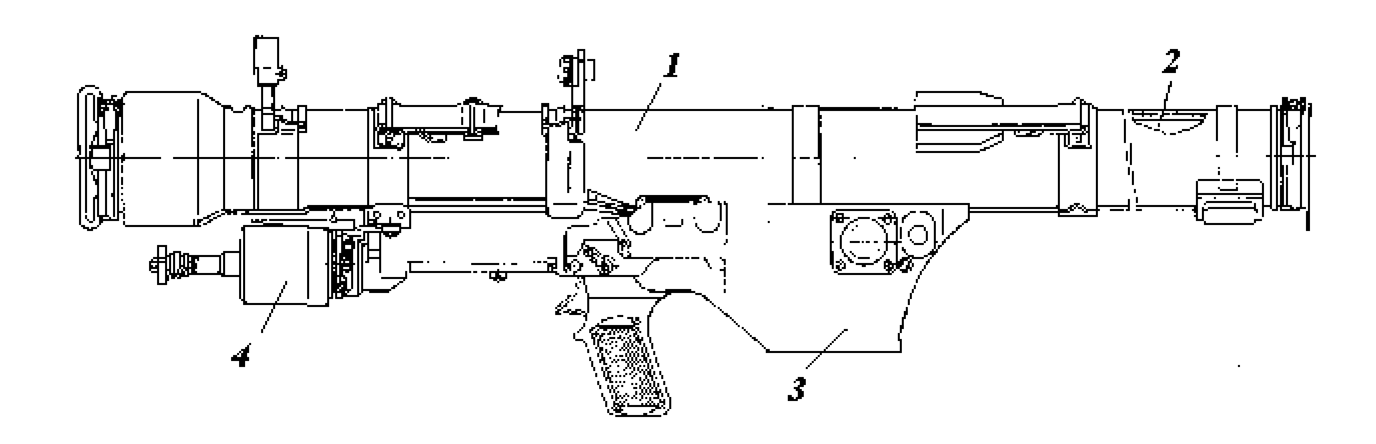


Рис. 3.1. Боевые средства ПЗРК "Стрела-2М":
1 – пусковая труба; *2* – ракета; *3* – пусковой механизм;*4* – наземный блок питания

Однако оба ПЗРК ("Стрела-2" и "Стрела-2М") не обеспечивали обстрел целей с реактивными двигателями на встречном курсе из-за недостаточной чувствительности ТГСН в спектральном диапазоне излучения газовой струи реактивного двигателя.

ПЗРК "Стрела-3" (9К34) принят на вооружение в 1976 г. (рис.3.2). Основные отличия ПЗРК "Стрела-3" от ПЗРК "Стрела-2М" заключаются в следующем [10]:

ЗУР 9М36 комплектуется ТГСН 9Э45, в которой установлен глубоко охлаждаемый (до -200^0 С) ПЛЭ и система его охлаждения, что позволило повысить его чувствительность в спектральном диапазоне излучения газовой струи реактивного двигателя;

изменен вид модуляции лучистого потока излучения цели. Вместо широтно-импульсной модуляции используется частотно-фазовая модуляция;

в состав комплекса дополнительно включены: средство обнаружения целей – пассивный радиопеленгатор 9С13; средство опознавания – наземный радиолокационный запросчик 1РЛ247; средство связи – радиостанция Р-147 у командира отделения и радиоприемники Р-147П у стрелков-зенитчиков.

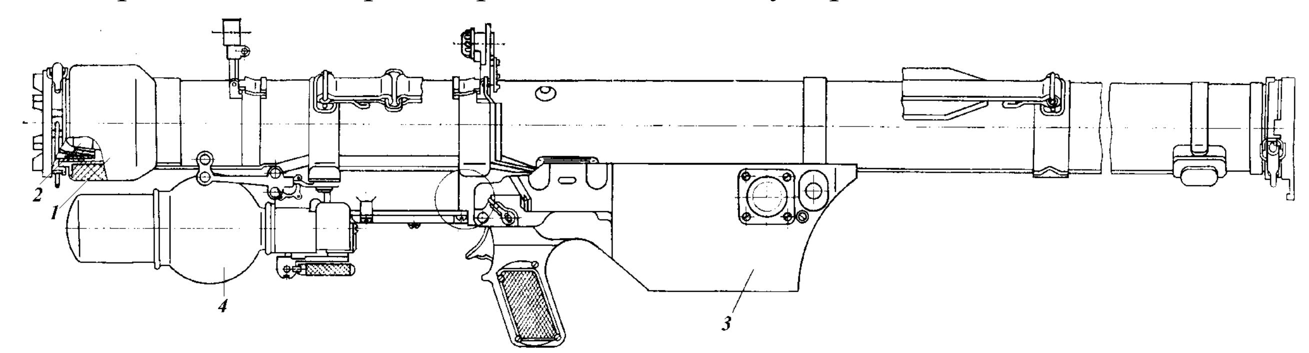


Рис 3.2. Боевые средства ПЗРК "Стрела-3":
1 – пусковая труба; *2* – ракета; *3* – пусковой механизм; *4* – наземный блок питания

Эти изменения позволили улучшить следующие тактико-технические характеристики ПЗРК:

расширить номенклатуру обстреливаемых комплексом целей на встречном курсе;

снизить (с 50 до 15 м) нижнюю границу зоны поражения целей;

за счет изменения вида модуляции и алгоритма анализа сигналов в пусковом механизме сузить поле зрения СКЦ в режиме слежения и повысить помехоустойчивость СКЦ к излучению естественных фоновых образований;

создать условия для своевременного обнаружения воздушных целей, летящих с включенными импульсными радиолокационными станциями;

повысить достоверность определения принадлежности воздушной цели ("свой - чужой");

создать условия для централизованного управления боевыми действиями отделения стрелков-зенитчиков.

ПЗРК "Игла-1" (9К310), принятый на вооружение в 1981 г., по сравнению с ПЗРК "Стрела-3" имеет ряд существенных отличий (рис. 3.3) [11]:

в ЗУР 9М313 установлена ТГСН 9Э418;

усовершенствовано боевое снаряжение ракеты;

изменена конструкция двигательной установки ракеты;

наземный радиолокационный запросчик (НРЗ) 1Л14-1 установлен на пусковом механизме 9П519-1 и имеет с ним функциональную связь.

Эти изменения позволили существенно расширить границы зоны поражения, расширить скоростной диапазон поражаемых целей, существенно повысить вероятность поражения цели одной ракетой, увеличить среднюю скорость полета ракеты, исключить возможность обстрела целей, отвечающих правильным кодом ("свой").

Увеличение средней скорости полета ЗУР, расширение скоростного диапазона поражаемых целей и увеличение дальней границы зоны поражения достигнуто за счет уменьшения лобового сопротивления ракеты, путем установки перед обтекателем ТГСН аэродинамического насадка в виде конуса, и уменьшения полетной массы ракеты за счет отделения и оставления в пусковой трубе стартового (выбрасывающего) двигателя ракеты.

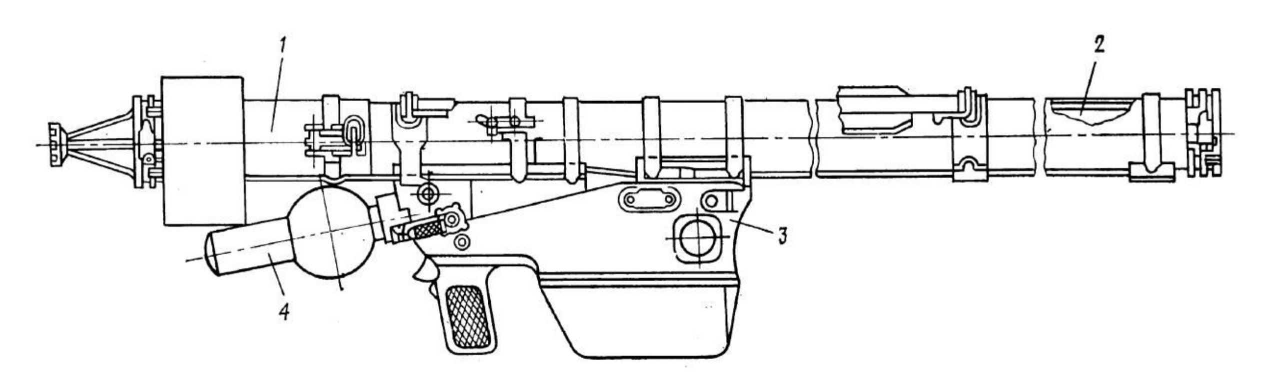


Рис. 3.3. Боевые средства ПЗРК "Игла-1":
1 – пусковая труба; *2* – ракета; *3* – пусковой механизм; *4* – наземный блок питания

Уменьшение ближней границы зоны поражения достигнуто за счет автоматического придания ракете требуемых углов упреждения и возвышения, что обеспечивается схемой управления на начальном участке, входящей в состав УВК, и пороховым управляющим двигателем, установленным в рулевом отсеке ракеты. Пороховой управляющий двигатель обеспечивает газодинамический разворот ракеты после ее вылета из трубы на требуемые углы упреждения и возвышения по сигналам со схемы управления на начальном участке полета.

Повышение вероятности поражения цели одной ракетой достигнуто за счет повышения точности наведения ЗУР на конечном участке полета и усовершенствования боевого снаряжения ракеты.

Точность наведения ЗУР на конечном участке полета повышена путем включения в состав УВК схем ближней зоны и смещения. Схема ближней зоны начинает работать за 500-600 м до цели и увеличивает крутизну модуляционной характеристики СКЦ ТГСН. Схема смещения, включаемая схемой ближней зоны, формирует сигналы управления, смещающие траекторию полета ЗУР со среза сопла в центр планера цели.

Усовершенствование боевого снаряжения ЗУР заключается в следующем:

во взрывательном устройстве установлено два контактных датчика цели (КДЦ) – магнитный вихревой и магнитный индукционный генераторы (в ЗУР 9М32М и 9М36 один КДЦ – магнитный индукционный генератор). Магнитный вихревой генератор является основным и срабатывает при преодолении боевым отсеком металлической преграды или рикошете от нее с выдачей сигнала на срабатывание детонатора боевой части без задержки. Магнитный индукционный генератор является дублирующим и срабатывает при ударе ракеты о цель (с относительной скоростью сближения не менее 80 м/с) с выдачей сигнала на срабатывание детонатора боевой части с некоторой задержкой, необходимой для срабатывания основного КДЦ;

у передней стенки двигательной установки размещен взрывной генератор, обеспечивающий подрыв остатков топлива двигательной установки при срабатывании детонатора боевой части.

Автомат разарретирования и пуска пускового механизма 9П519-1 разрешает пуск ракеты в автоматическом режиме пуска при положительных результатах анализа сигналов за каждый из четырех этапов (длительностью по 0,2 с каждый):

максимальная угловая скорость линии визирования ракета-цель не превышает 12 град/с;

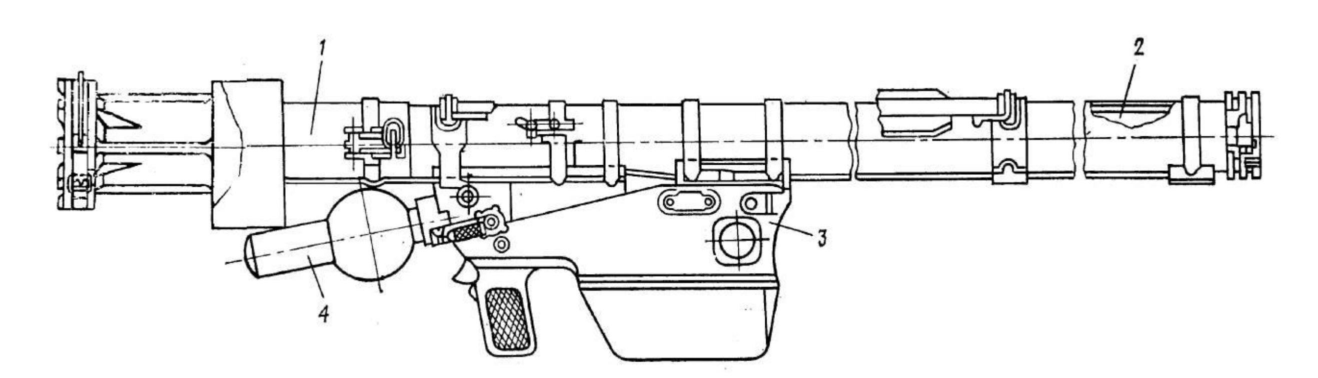
уровень сигнала от цели превышает уровень сигнала от фона не менее чем в три раза;

минимальная угловая скорость линии визирования ракета цель не менее 1,5 град/с;

отсутствует сигнал "свой" с НРЗ 1Л14-1.

ПЗРК "Игла" (9К38) (рис. 3.4), принятый на вооружение в 1983 г., отличается от ПЗРК "Игла-1" наличием помехоустойчивой к организованным высокотемпературным помехам типа "ложная тепловая цель" (ЛТЦ) ТГСН 9Э410 [12]. Остальные элементы ЗУР 9М39 идентичны элементам ракеты 9М313.

Повышение помехоустойчивости ТГСН 9Э410 достигнуто за счет использования в СКЦ ТГСН двух фотоприемников – основного (ФП ОК) и вспомогательного (ФП -ВК) каналов, максимумы спектральной чувствительности которых соответствуют различным длинам волн. ФП ВК изготовлен на базе сернистого свинца (PbS) и имеет максимум спектральной чувствительности в диапазоне длин волн излучения 1,8...3 мкм, что соответствует спектральной плотности излучения помех типа ЛТЦ. Охлаждаемый до -200^0C (73 K) ФП ОК изготовлен на базе сурмянистого индия (InSb) и имеет максимум спектральной чувствительности в диапазоне длин волн излучения 3,5...5,0 мкм, что соответствует спектральной плотности излучения газовой струи реактивного



двигателя.

Рис 3.4. Боевые средства ПЗРК "Игла":
1 – пусковая труба; *2* – ракета; *3* – пусковой механизм; *4* – наземный блок питания

КБМ РФ на выставке-салоне МАСС-95 представило сведения о двух новых модификациях ПЗРК – "Игла-Д" и "Игла-Н".

ПЗРК "Игла-Д" обладает улучшенными эксплуатационными характеристиками - складывается пополам в походном положении.

ПЗРК "Игла-Н" имеет более эффективное боевое снаряжение и улучшенные эксплуатационные характеристики – повышена мощность боевой части, во взрывательном устройстве кроме двух контактных датчиков цели имеется и неконтактный датчик, комплекс складывается пополам в походном положении.

Основные сравнительные характеристики ПЗРК "Игла", "Игла-Д" и "Игла-Н" представлены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Наименование характеристик	Значения характеристик ПЗРК		
	"Игла"	"Игла-Д"	"Игла-Н"
Границы зоны поражения, км:			
по дальности	0,5…5,0	0,5…5,0	0,5…5,0
по высоте	0,01…3,5	0,01…3,5	0,01…3,0
Максимальная скорость поражаемых целей, м/с:			
на встречном курсе	360	360	340
на догонном курсе	320	320	290
Средняя вероятность поражения цели одной ракетой:			
самолета	0,4…0,5	0,4…0,5	0,5…0,6
вертолета	0,3…0,4	0,3…0.4	0,45…0,6
крылатой ракеты	0,3	0,3	0,6...0,7
Масса боевых средств ПЗРК в боевом положении, кг	18	18,3	20,5
Масса боевой части, кг	1,27	1,27	3,5
Тип взрывателя	два КДЦ	два КДЦ	два КДЦ и один НДЦ
Длина ПЗРК в боевом положении, мм	1708	1753	1876
Длина ПЗРК в походном положении, мм	1708	1100	1100
Время перевода ПЗРК из походного положения в боевое, с	13	60	60

На базе семейства ПЗРК "Игла" КБМ РФ разработана опорно-пусковая установка (ОПУ) "Джигит", позволяющая производить обстрел воздушной цели одним стрелком-зенитчиком как залпом (двумя ракетами), так и одиночными ракетами и заметно снизить утомляемость стрелков-зенитчиков. Тактико-технические характеристики ОПУ определяются типом установленных на нее

ПЗРК. Кроме того, для вертолетов разработан модуль "Стрелец", включающий три ПЗРК типа "Игла".

Одной из последних разработок ПЗРК (2002 г.) типа ИГЛА является комплекс "Игла-С" ("Игла-Супер") [1]. Этот комплекс отличается от предыдущих модификаций ПЗРК значительно увеличенной боевой частью как по массе взрывчатого вещества, так и по количеству осколков, а также наличием контактно-неконтактного взрывателя, алгоритм работы которого обеспечивает выбор оптимального, с точки зрения эффективности, момента подрыва боевой части. Кроме того, в комплексе реализованы абсолютно новые по сравнению с ПЗРК "Игла" принципы построения системы управления полетом ракеты, что заметно улучшило ее точностные характеристики.

Все это позволило значительно повысить эффективность комплекса по сравнению с его аналогами ("Игла", "Стингер") и достичь такого ее показателя, который соответствует более тяжелым ПЗРК типа "Мистраль".

В ПЗРК "Игла-С" дополнительно введен съемный прицел ночного видения (ПНВ) позволяющий применять ПЗРК в ночных условиях. ПНВ обеспечивает обнаружение и идентификацию целей стрелком-зенитчиком, прицеливание и сопровождение цели до пуска ракеты. С учетом того, что в последнее время при проведении боевых действий ночные налеты СВН стали повсеместным явлением, наличие ПНВ существенно расширяет возможности комплекса. Вместе с тем сохранена высокая преемственность комплексов типа "Игла". Размеры ПЗРК "Игла-С", посадочные места для его крепления и габариты упаковок остались прежними. Пусковой механизм ПЗРК "Игла-С" обеспечивает пуск ракет комплексов "Игла-1" и "Игла", а пусковой механизм комплекса "Игла" практически без ограничений – комплекса "Игла-С".

В новом ПЗРК сохранены порядки подготовки боевых средств к стрельбе и выполнения операций при боевой работе и техническом обслуживании, что исключает необходимость переподготовки стрелков-зенитчиков. В учебном процессе подготовки стрелков-зенитчиков ПЗРК "Игла-С" могут быть использованы учебно-тренировочные средства комплекса "Игла". В то же время для ПЗРК "Игла-С" создан классный вариант универсального тренажера "Конус".

Основными отличительными тактико-техническими характеристиками ПЗРК "Игла-С" являются:

максимальная дальность поражения целей, м	6000
максимальная высота поражения целей, м	3500
скорость поражаемых целей, м/с:	
навстречу	400

вдогон 320

помехозащищенность от ложных тепловых целей высокая

масса боевых средств в боевом положении, кг не более 19

время перевода боевых средств из походного положения в боевое, с ≤13

Основными достоинствами ПЗРК типа "Игла" являются:

простота эксплуатации комплекса, в том числе и при обстреле воздушных целей;

высокие живучесть и надежность комплекса;

соответствие основных ТТХ характеристикам зарубежных аналогов комплекса (например, "Стингер", "Стингер-Пост").

К недостаткам ПЗРК типа "Игла" можно отнести:

недостаточную чувствительность ТГСН к излучению целей с реактивными двигателями на встречном курсе, что приводит к уменьшению дальней границы зоны поражения при обстреле таких целей;

недостаточную степень помехоустойчивости ТГСН при применении помех, спектральная плотность излучения которых близка по форме и величине к спектральной плотности излучения целей;

несовершенство релейного рулевого привода, приводящего к увеличению лобового сопротивления и увеличению промаха ракеты.

В целом последние модификации ПЗРК "Игла" соответствуют современным требованиям к вооружению такого класса. В состав комплекса входят боевые средства (см. рис. 3.1-3.4), средства обнаружения, опознавания и целеуказания, средства технического обслуживания и учебно-тренировочные средства (Приложения 1, 2, 3, [16]). Основные элементы ПЗРК и их индексы представлены в табл. 3.2.

Таблица 3.2

Элементы комплексов	Наименование ПЗРК, индексы их элементов			
	"Игла" 9К38	"Игла-1" 9К310	"Стрела-3" 9К34	"Стрела-2М" 9К32М
1	2	3	4	5
Боевые средства ПЗРК:				
ракета	9М39	9М313	9М36-1	9М32М
пусковая труба	9П39	9П322	9П59	9П54М
пусковой механизм	9П516-1	9П519-1	9П58М	9П58
наземный блок питания	9Б238	9Б238	9П51	9Б17

Средства приема целеуказания и связи:				
переносный электронный планшет	1Л15-1	1Л15-1	-	-
пассивный радиопеленгатор	-	-	9С13	9С13
НРЗ	1Л14-1	1Л14-1	1РЛ247	1РЛ247
радиостанция	Р–157	Р–157	Р–147	Р–147
радиоприемник	Р–157П	Р–157П	Р–147П	Р–147П

Окончание табл. 3.2

1	2	3	4	5
Средства технического обслуживания:				
подвижный контрольный пункт	9В866	9В837М	9В837	9В810М
контрольно-проверочная аппаратура	9Ф719	9Ф387М	-	-
Учебно-тренировочные средства:				
полевой тренажер	9Ф635	9Ф635	9Ф620М	9Ф620
тренировочно-практический комплект	9Ф634	9Ф634	9Ф629	9ф622
комплект контроля пуска	9Ф636	9Ф636	9Ф631	9Ф626
унифицированный тренажер	9Ф663	9Ф663	-	-
комплект электрифицированных стендов	2У438	-	-	-
учебно-разрезной ПЗРК	9К38-Р	9К310-Р	9К34-Р	9К32М-Р
габаритно-весовой макет	9К38-макет	9К310-макет	9К34-макет	9К32М-макет

3.2. Зоны поражения и пуска комплекса

Для определения возможностей зенитного ракетного комплекса по поражению воздушных целей нужно знать, в какой части пространства возможно наведение ракеты на цель и поражение цели с определенной вероятностью.

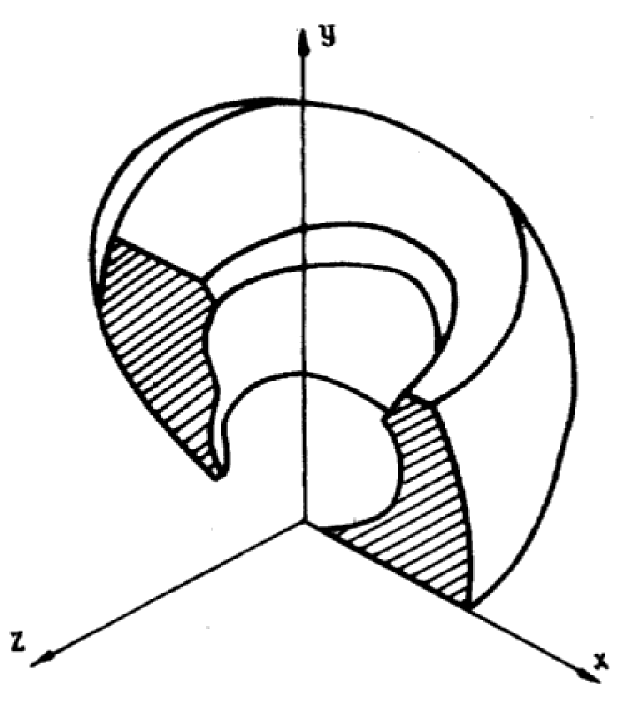


Рис. 3.5. Пространственное изображение зоны поражения ПЗРК "Игла"

Зоной поражения ЗРК называется часть пространства вокруг комплекса, в пределах которого обеспечивается поражение одиночной цели одной ракетой с заданной вероятностью. Конфигурация зоны поражения имеет сложный вид (рис. 3.5). Для более наглядного ее изображения и удобства пользования при решении практических задач рассматривают вертикальное и горизонтальное сечения зоны поражения. При этом вертикальное сечение обычно рассматривают при курсовом параметре, равном нулю, а горизонтальное – на некоторой высоте полета цели $H_ц$.

Зона поражения является важнейшей обобщенной характеристикой боевых свойств комплекса. Зная форму и размеры зоны поражения, можно полностью охарактеризовать диапазон боевого применения комплекса (диапазон высот, скоростей и курсовых параметров целей, при которых стрельба данного комплекса является эффективной).

Зоной пуска называется часть пространства, при нахождении цели в котором в момент пуска ракеты обеспечивается встреча ракеты с целью в зоне поражения. Зона пуска, как и зона поражения, имеет сложную объёмную конфигурацию. Поэтому для упрощения анализа и наглядного изображения зоны пуска пользуются ее вертикальным и горизонтальным сечениями. Так же как и для зоны поражения, вертикальное сечение строится при нулевом параметре, а горизонтальное - на высоте полета цели. Зону пуска при прямолинейном и равномерном движении цели за время полета ракеты до цели можно получить смещением зоны поражения на величину $\Delta S = V_ц t_{pi}$ в сторону, противоположную движению цели.

Пространственные зоны пуска и поражения при пусках на догонных курсах образуются вращением соответствующей горизонтальной плоскостной зоны вокруг оси X, которая всегда к моменту пуска ориентируется вдоль курса полета цели. Они строятся с учетом ограничений по максимальной и минимальной высотам цели и по максимальному углу пуска ракеты [11, 12].

Пространственные зоны пуска и поражения при стрельбе на встречном курсе представляются горизонтальными плоскостными зонами для нескольких высот.

Зоны пуска и поражения строятся в системе координат с началом в точке старта ракеты. Основными факторами, определяющими форму и размеры зоны поражения являются:

летные и конструктивно-баллистические характеристики ракеты;

максимальная угловая скорость слежения ГСН в момент старта ракеты;

максимально допустимый угол пеленга ГСН;

минимальная угловая скорость слежения ГСН в режиме "Автомат";

максимальный угол пуска (в вертикальной плоскости);

дальность управляемого полета ракеты;

мощность излучения цели, при которой ГСН надежно функционирует в момент старта ракеты (определяется чувствительностью ГСН);

минимальная высота полета цели;

летно-технические характеристики и уязвимость цели;

метеорологические условия стрельбы;

заданный уровень вероятности поражения цели.

Создать единую зону поражения для различных типов целей невозможно. Для исключения многообразия зон поражения, в целях упрощения их использования при решении практических задач, для каждого типа цели рассматривают основную зону поражения. Она устанавливается по уровню вероятности поражения этой цели одной ракетой при отсутствии маневра, помех и наличии хорошей видимости. Для определения конкретной зоны поражения рассматривают основную зону поражения, в которую вносят ограничения, зависящие от условий стрельбы.

В общем случае зона поражения ограничивается:

нижней границей (H_{min});

верхней границей (H_{max});

ближней границей ($D_{б}$);

дальней границей ($D_{д}$).

Нижняя граница определяется:

минимальной высотой полета цели, при которой не происходит перезахвата ГСН горизонта и местных предметов;

минимальной угловой скоростью линии визирования, при которой разрешен пуск ракеты в режиме "Автомат".

Верхняя граница определяется:

мощностью излучения цели, при которой ГСН надежно функционирует в момент старта ракеты (определяется чувствительностью ГСН);

максимальным углом пуска (в вертикальной плоскости).

Максимальный угол пуска ракеты принят равным 70^0 из условий физиологических возможностей стрелка-зенитчика и исключения воздействия на него газовой струи стартового двигателя.

Ближняя граница определяется:

располагаемой поперечной перегрузкой ракеты;

максимальной угловой скоростью слежения ГСН при старте ракеты;

максимальным углом пуска (в вертикальной плоскости).

Дальняя граница определяется:

дальностью управляемого полета ракеты, лимитируемой ресурсом работы двигательной установки, порохового аккумулятора давления, а также минимально допустимой скоростью встречи ракеты с целью, обеспечивающей надежное срабатывание взрывательного устройства ракеты;

мощностью излучения цели, при которой ГСН надежно функционирует в момент старта ракеты.

Применение схемы управления ракетой на начальном участке ее полета ведет к увеличению зоны поражения за счет уменьшения дальности до ближней границы.

Зона пуска также ограничивается нижней границей (H_{min1}), верхней границей (H_{max1}), ближней границей ($D_{б1}$) и дальней границей ($D_{д1}$).

С точностью, достаточной для практического применения, можно считать, что на встречном курсе [2]

$$D_{б1} = D_б + V_ц\, t_{pi};$$
$$D_{д1} = D_д + V_ц\, t_{pi},$$

а на догонном –

$$D_{б1} = D_б - V_ц\, t_{pi};$$
$$D_{д1} = D_д - V_ц\, t_{pi},$$

где t_{pi} – время полета ракеты до ближней или дальней границы зоны поражения.

Зоны пуска ракеты 9М39 и поражения некоторых типов целей представлены на рис. 3.6-3.9.

3.3. Тактико-технические характеристики ПЗРК

Тактико-технические характеристики ПЗРК определяются их огневыми, разведывательными и маневренными возможностями.

Огневые возможности комплексов (табл. 3.3) характеризуют зоны поражения различных типов целей, скорости поражаемых целей, вероятность поражения одиночной цели одной ракетой и другие параметры.

Таблица 3.3

Наименование характеристик	Значения характеристик ПЗРК			
	9К32М	9К34	9К310	9К38
1	2	3	4	5
Максимальная высота поражения целей, м:				
на встречных курсах:				
реактивные самолеты	-	1500	2000	2000
вертолеты и поршневые самолеты	2300	3000	3000	3000
на догонных курсах:				
реактивные самолеты	1500	1500	2500	2500
вертолеты и поршневые самолеты	2300	3000	3500	3500
Минимальная высота поражения целей, м	30...50	15	10	10
Максимальная дальность поражения целей, м:				
на встречных курсах:				
реактивные самолеты	-	2000	3000	3000
вертолеты и поршневые самолеты	2800	4500	5000	5000

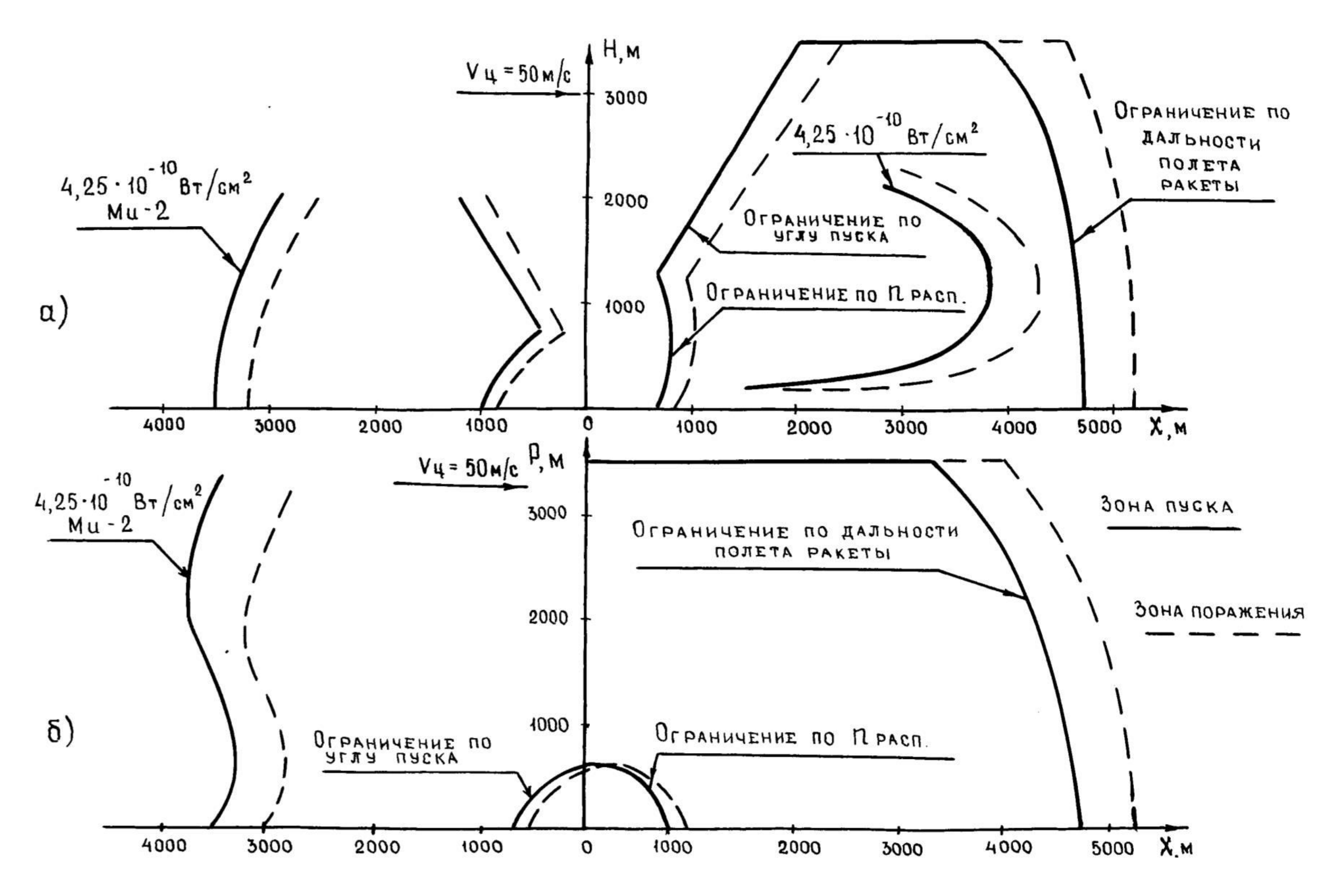


Рис. 3.6. Зоны пуска ракеты и поражения цели типа Ми-2:
а – в вертикальной плоскости ;*б* – в горизонтальной плоскости на высоте $H_ц = 1000$ м

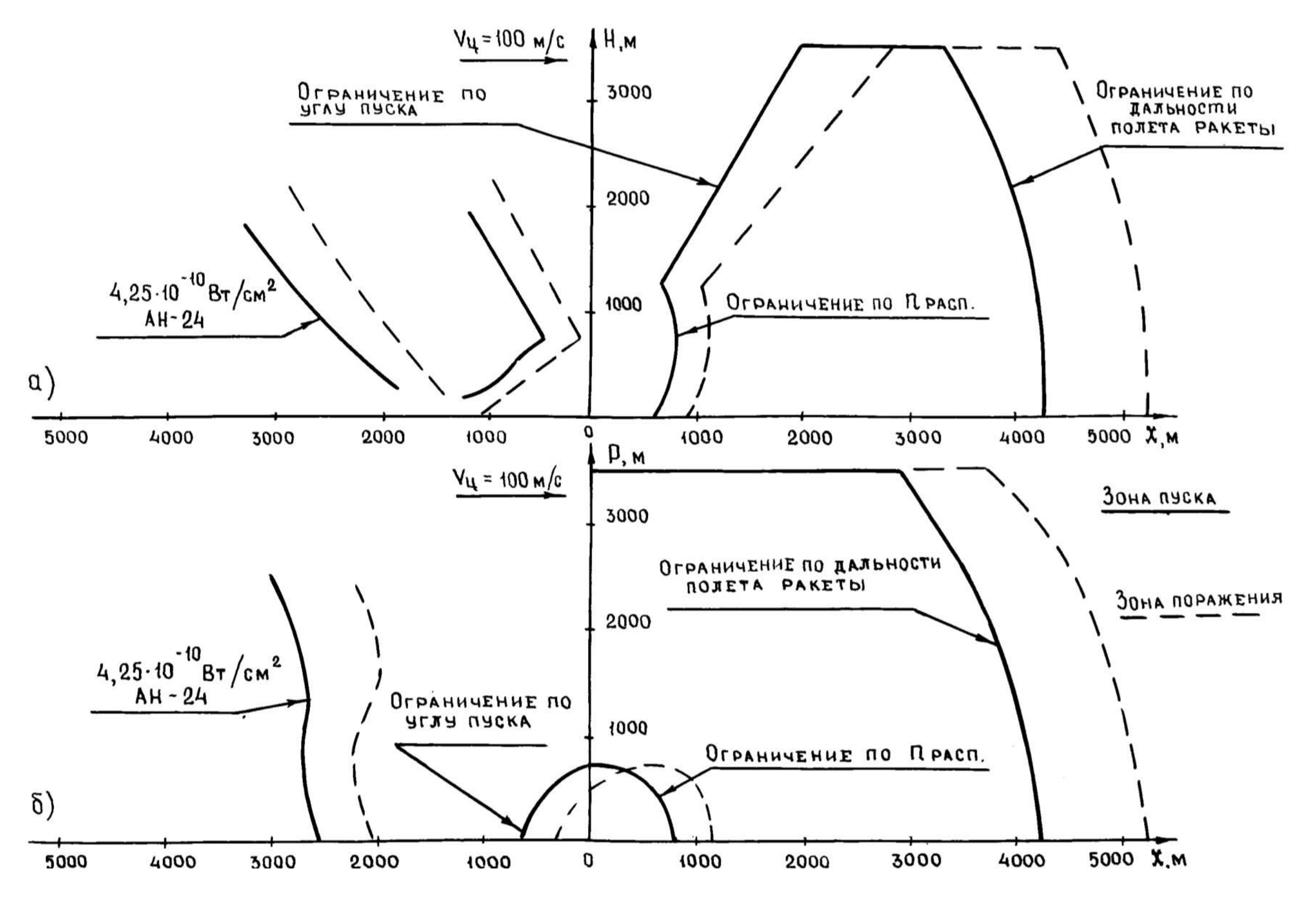


Рис. 3.7. Зоны пуска ракеты и поражения цели типа Ан-24:
а – в вертикальной плоскости ; *б* – в горизонтальной плоскости на высоте $H_ц$ = 1000 м

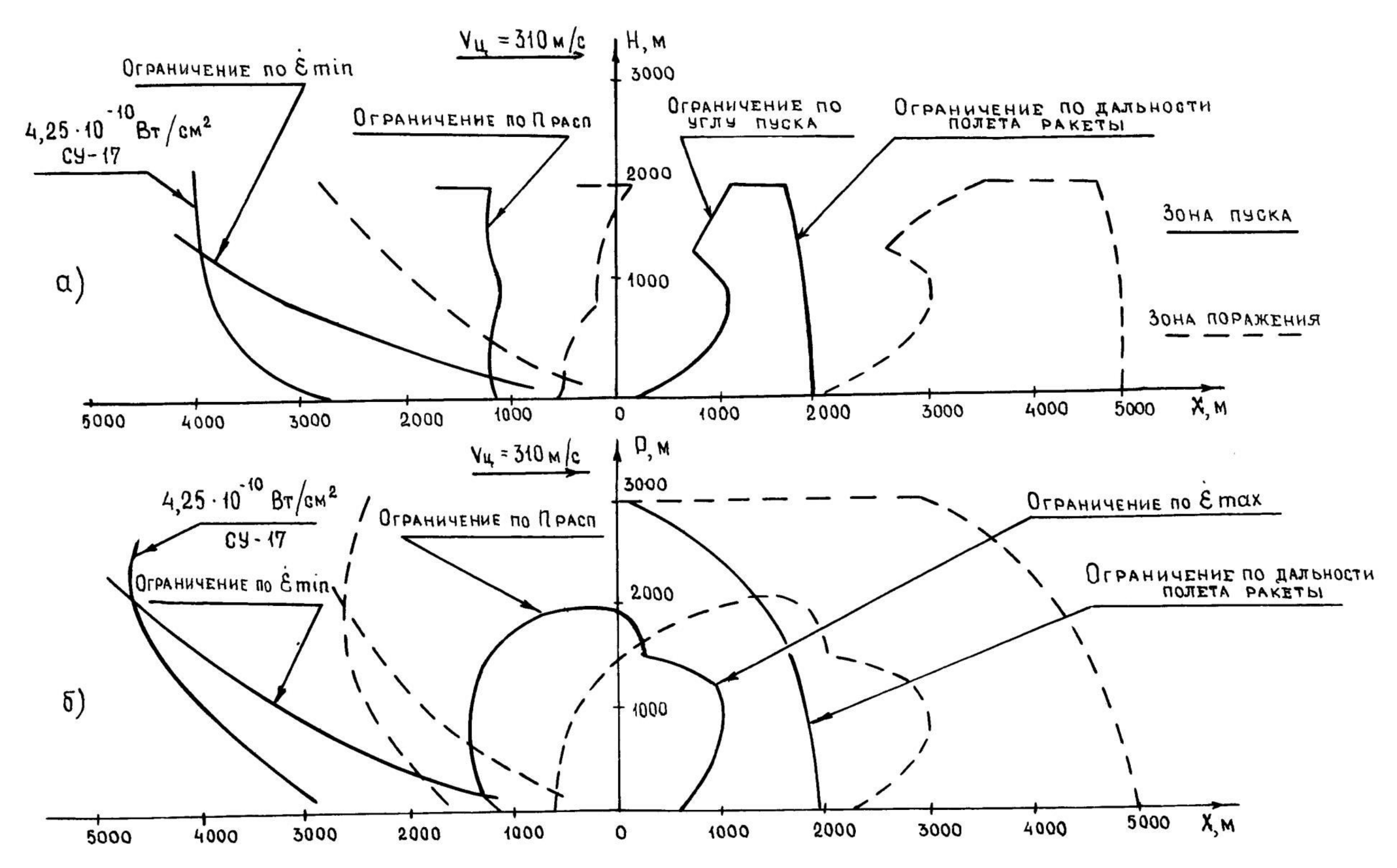


Рис. 3.8. Зоны пуска ракеты и поражения цели типа Су-17:
а – в вертикальной плоскости ;*б* – в горизонтальной плоскости на высоте $H_ц$ = 100 м

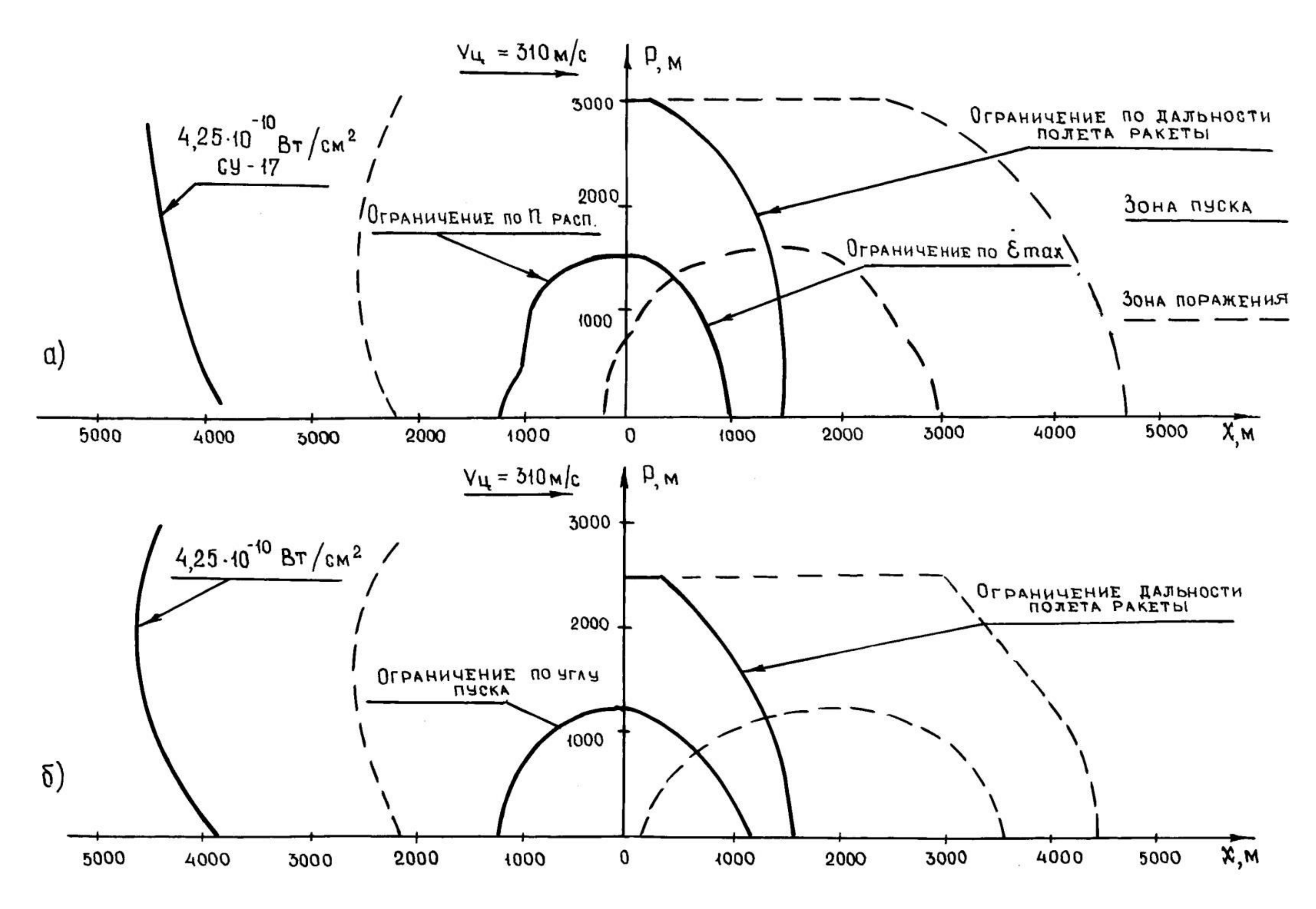


Рис. 3.9. Зоны пуска ракеты и поражения цели типа Су-17 в горизонтальной плоскости:
а – на высоте $H_ц$ = 1000 м; *б* – на высоте $H_ц$ = 2000 м

Окончание табл. 3.3

1	2	3	4	5
на догонных курсах:				
реактивные самолеты	4200	4000	5000	5000
вертолеты и поршневые самолеты	4200	4500	5000	5000
Минимальная дальность поражения целей, м	1000	1000	500	500
Максимальная скорость поражаемых целей, м/с:				
на встречных курсах	150	310	360	360
на догонных курсах	260	260	320	320
Максимальный курсовой параметр, м	2800	2800	3000	3000
Вероятность поражения цели одной ракетой:				
без помех	0,1…0,2	0,1…0,2	0,5	0,5
в условиях организованных помех	-	-	-	0,37
Средняя скорость полета ЗУР, м/с	500	470	570	570

Разведывательные возможности. В связи с отсутствием в составе ПЗРК активных средств разведки воздушных целей разведывательные характеристики комплексов определяются тактико-техническими характеристиками переносного электронного планшета 1Л15-1, пассивного радиопеленгатора 9С13, наземного радиолокационного запросчика 1Л14-1 (1РЛ247) и средств связи.

Основные тактико-технические характеристики планшета 1Л15-1:

радиус отображения воздушной обстановки, км 12,8
число целей, отображаемых одновременно 4
расстояние до передающего пункта, км до 15
время перевода в боевое положение, мин 3…4
время выхода на режим, с до 7

Основные характеристики пеленгатора 9С13:

дальность обнаружения целей, км не менее 12
сектор обнаружения, град:
по азимуту 50
по углу места 45
точность пеленгования, град 5
индикация цели звуковая
время перевода в боевое положение, с 15...20

Основные характеристики НРЗ 1Л14-1 (1РЛ247):

система опознавания "Кремний-2", "Кремний-2М" и "Пароль-III"
дальность опознавания, км 5 ± 0,2 (7...8)

разрешающая способность:

по дальности, км 3,6

по азимуту, ± 5 (20)

Основные характеристики средств связи - радиостанции Р-157 (Р-147) и радиоприемника Р-157П (Р-147П):

тип радиостанции – портативная, УКВ, симплексная, телефонная

дальность приема оповещения от радиостанции типа Р-111, км 20

дальность двухсторонней связи, км,:

в положении "стоя" не менее 1

в положении "сидя" не менее 0,75

в положении "лёжа" не менее 0,5

источники питания батарея 10ЦНК-0,45-12,6 В (6РЦ63 "Акция")

Маневренные возможности комплекса характеризуют: массу комплекса и его элементов в походном и боевом положениях; способы и параметры транспортирования комплекса (виды транспорта, максимальная дальность перемещения, нормы погрузки и т.п.); временные параметры комплексов и их элементов (время перевода комплекса и его элементов из походного положения в боевое и обратно, время готовности к работе и т.п.).

Маневренные возможности комплексов представлены в табл. 3.4.

Таблица 3.4

Наименование характеристик ПЗРК	Значения характеристик			
	9К32М	9К34	9К310	9К38
1	2	3	4	5
Масса комплекса, кг:				
в походном положении	16.5	18,0	20,0	20,0
в боевом положении	15,0	16.0	18,0	18,0
Масса элементов комплекса, кг:				
ракеты в трубе	12,4	13,0	13,7	13,7
пускового механизма	1,94	1,7	3,0	3,0
наземного блока питания	0,66	1,27	1,3	1,3
Масса штатной укупорки, кг:				
с ЗУР и НБП	59	63	68	68
с пусковым механизмом и ЗИП	6,0	5,5	6,0	7,6
Время перевода комплекса из походного положения в боевое, с	10	12	13	13
Время выхода на режим НБП, с:				
при температуре –20...+50^0 С	1,0	1,0	1,0	1,0
при температуре –50...-20^0 С	1,3	1,3	1,3	1,3
Время готовности ракеты к пуску после выхода на режим НБП, с	5	5	5	5

Окончание табл. 3.4

1	2	3	4	5
Способы транспортирования:				
воздушным транспортом	Без ограничений дальности, взлетов и посадок (в негерметизированных кабинах на высоте до 12 км)			
водным транспортом	Без ограничений			
железнодорожным транспортом	Без ограничений			
автотранспортом и БТР-60ПБ	До 5000 км			
на БМП и БТР-Д, км	2000	2000	3000	3000
парашютное десантирование	На парашютных платформах типа ПП128-5000, ПП127-3500, в удлиненном десантном мешке мягком УПДММ-65, на парашютно-реактивной системе типа РПСМ-925			

3.4. Принцип действия боевых средств комплекса "Игла"

Принцип действия боевых средств ПЗРК "Игла" рассмотрим по структурной схеме, представленной на рис. 3.10. В состав схемы входят:

бортовая аппаратура ракеты, включающая двух диапазонную (по спектру) тепловую ГСН, автопилот, систему электропитания, боевое снаряжение и двигательную установку;

элементы пускового механизма, включающие схему разгона и синхронизации, блок реле, автомат разарретирования и пуска (обнаружитель цели, блок логики, блок сигналов коррекции) и НРЗ 1Л14-1;

элементы пусковой трубы (блок датчиков, антенна НРЗ, цепи коммутации);

наземный блок питания, включающий электробатарею и баллон с азотом.

Конструктивно ракета 9М39 состоит из четырех отсеков:

головного (ТГСН 9Э410 – координатор и электронный блок);

рулевого (рулевая машинка с рулями, пороховой аккумулятор давления, бортовой источник питания, состоящий из турбогенератора и стабилизатора-выпрямителя, датчик угловых скоростей с усилителем, пороховой управляющий двигатель, розетка с блоком взведения);

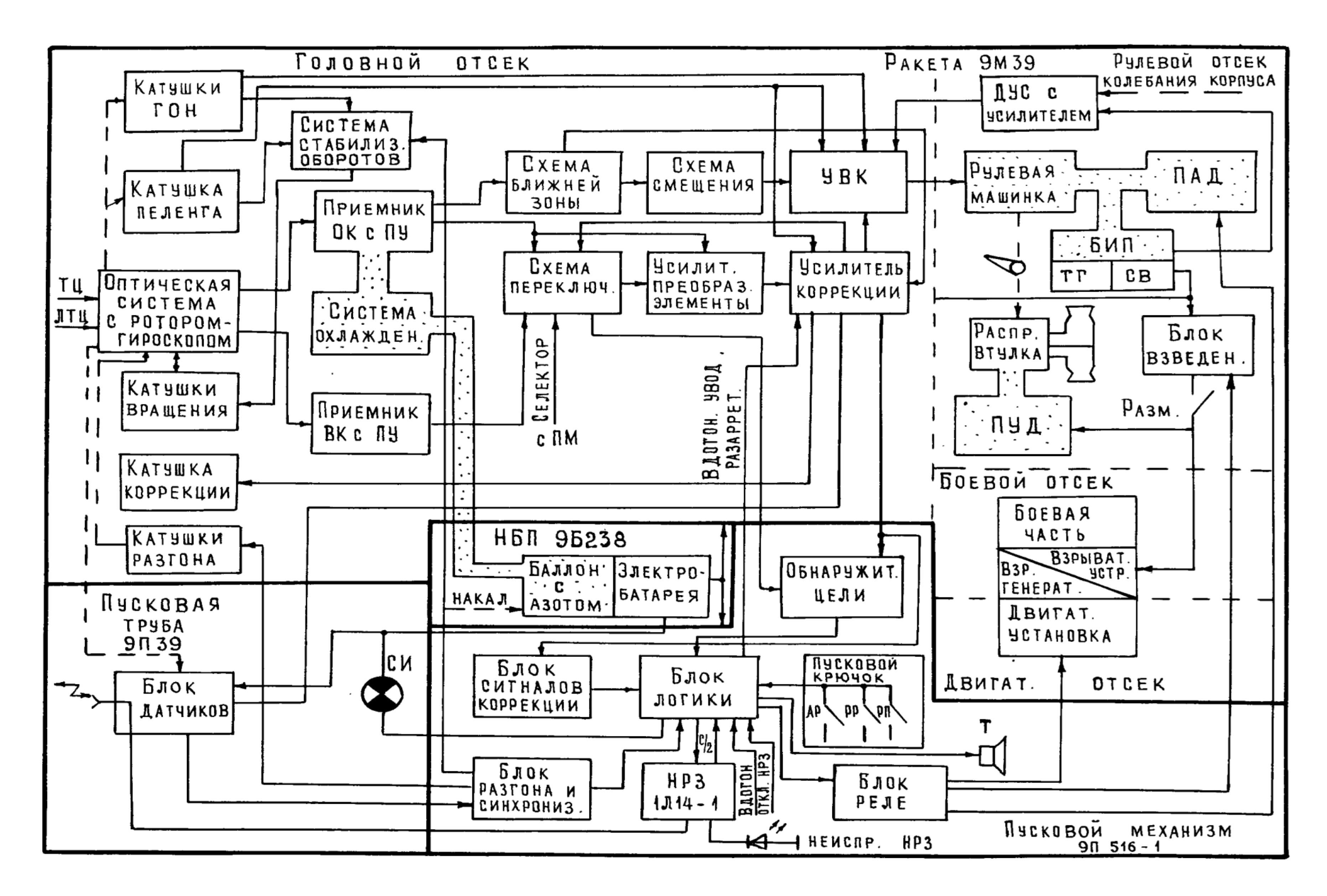


Рис. 3.10. Структурная схема ПЗРК "Игла"

боевого (боевая часть, взрывательное устройство и взрывной генератор);

двигательного (стартовый отделяемый двигатель, двухрежимный однокамерный маршевый двигатель и лучевой воспламенитель замедленного действия).

На внешней поверхности соплового блока маршевого двигателя закреплен крыльевой блок с четырьмя складывающимися крыльями.

В процессе эксплуатации ракета находится в пусковой трубе и "покидает" ее только при пуске.

Пусковая труба 9П39 является укупоркой при хранении и направляющей при пуске. Передний и задний торцы трубы закрыты легкосъемными резиновыми крышками. На трубе закреплены передняя и задняя стойки прицела, механизмы бортразъема, крепления НБП и ПМ, электрический разъем для подсоединения ПМ.

Пусковой механизм предназначен для подготовки к пуску и осуществления пуска ракеты. В корпусе ПМ установлены: электронный блок, телефон, стопорное устройство, вилка разъема, пусковой крючок и контактная группа. К нижней крышке ПМ крепится НРЗ 1Л14-1, выполненный в виде отдельного блока. На корпусе НРЗ имеется светодиод, сигнализирующий о неисправности НРЗ.

Под крышкой НРЗ расположены переключатели кодов АМИ, ГИ, устанавливаемые в положения, соответствующие действующему расписанию.

Принцип действия боевых средств ПЗРК рассмотрим в два этапа: до вылета ракеты из трубы и действие ракеты в полете.

Принцип действия ПЗРК до вылета ракеты из трубы. Обстрел воздушной цели возможен при работе ПМ в режимах "Автомат" или "Ручной". Кроме того, различают пуск навстречу или вдогон. В режиме "Автомат" момент пуска ракеты определяется ПМ, а в режиме "Ручной" – стрелком-зенитчиком. При стрельбе вдогон (перед пуском нажата кнопка ВДОГОН на механизме бортразъема трубы) уменьшается коэффициент передачи контура управления, что способствует уменьшению крутизны траектории полета ЗУР.

При принятии решения на обстрел визуально наблюдаемой цели стрелок-зенитчик путем поворота рычага накола НБП в положение НАКОЛ приводит в действие НБП 9Б238. Хладагент с баллона поступает в охлаждающее устройство ТГСН и в механизм накола батареи, которая выходит на режим и запитывает напряжением элементы трубы, электронный блок ПМ и ТГСН. Происходит разгон ротора гироскопа и его арретирование, которое заключается в совмещении оптической оси следящего координатора цели с линией прицеливания (на 10^0

ниже оси трубы). В режиме "Автомат" после прицеливания пусковой крючок ПМ нажимается сразу до упора. Ротор гироскопа разарретируется и появляется световая (лампа на задней стойке прицела) и звуковая (телефон в ПМ) информация.

Пуск ракеты в режиме "Автомат" возможен, если в течение 0.8 с после нажатия на пусковой крючок будут выполнены условия, контролируемые блоком логики ПМ:

сигнал от цели и фона превышает сигнал от фона не менее чем в четыре раза (обнаружитель цели);

СКЦ ТГСН надежно удерживает в поле зрения цель, имеющую угловую скорость не менее 4 град/с (блок логики и обнаружитель цели);

угол между оптической осью гироскопа и линией прицеливания трубы, который должен быть не более 2^0;

угловая скорость линии визирования не превышает 12 град/с (блок сигналов коррекции);

цель не отвечает на запрос НРЗ.

При выполнении этих условий ПРП блокируется и выдает сигнал на блок реле, с которого подается сигнал на электровоспламенитель порохового аккумулятора давления и блок взведения рулевого отсека. Через 0,72 с (время выхода на режим бортовых источников энергии) напряжение подается на электровоспламенитель стартового двигателя, который срабатывает и выбрасывает ракету из трубы со скоростью 28 м/с, придавая ей вращение относительно продольной оси до 20 обор/с.

При движении ракеты по трубе происходит срезание трубки подвода хладагента к ТГСН, расстыковка ракеты с вилкой бортразъема трубы и обрыв проводов контактной сети двигательной установки.

Стартовый двигатель заканчивает работу в трубе и останавливается в ней с помощью улавливающей втулки и разжимного кольца. Форсом пламени стартового двигателя поджигается лучевой воспламенитель замедленного действия, установленный в маршевом двигателе.

При вылете ракеты из трубы происходит раскрытие рулей, пластин дестабилизаторов и крыльевого блока.

В режиме "Ручной" после накола НБП, прицеливания и перевода пускового крючка в среднее положение (до первого упора) ротор гироскопа разарретируется, появляются световая и звуковая информация. Автомат разарретирования и пуска (АРП) в течение 0,6 с производит анализ сигнала от цели:

сигнал от цели и фона больше сигнала от фона не менее чем в четыре раза;

СКЦ надежно удерживает цель, имеющую скорость не менее 4 град/с;

угол между оптической осью гироскопа и линией прицеливания трубы должен быть не более 2^0;

угловая скорость линии визирования меньше 12 град/с.

При положительных результатах анализа выдается сигнал на НРЗ, который производит опознавание цели. Если цель не отвечает на запрос НРЗ ("чужой"), через 0,2 с информация об этом поступает с НРЗ на АРП.

При нажатии на пусковой крючок до упора АРП блокируется, напряжение поступает на блок реле и далее процесс протекает аналогично режиму "Автомат".

В случае потери цели ротор гироскопа ТГСН автоматически арретируется в обоих режимах пуска.

Если по запросу НРЗ цель отвечает правильным кодом ("свой"), то в обоих режимах АРП (блок логики) выдает запрет на пуск, о чем свидетельствует прерывание сигналов звуковой и световой информации с частотой 12,5 Гц, которое продолжается до возвращения пускового крючка в исходное положение.

Если сигнал от цели меньше сигнала от фона, ротор гироскопа периодически (с частотой 2,5 Гц) арретируется, о чем свидетельствует прерывание с этой же частотой световой и звуковой информации.

Действие ракеты в полете. Через 0,33...0,5 с после срабатывания стартового двигателя (на удалении не менее 5,5 м от стрелки-зенитчика) лучевой воспламенитель замедленного действия воспламеняет маршевый заряд двигательной установки, ракета разгоняется до маршевой скорости, которая поддерживается в полете за счет второго режима (горение топлива по меньшей площади) работы двигателя.

Поддержание скорости вращения ракеты относительно продольной оси обеспечивается за счет наклона пластин крыльев и дестабилизаторов относительно продольной оси ракеты.

При вылете ракеты из трубы раскрываются рули, срабатывает размыкатель блока взведения, через который подается напряжение на электровоспламенители порохового управляющего двигателя и взрывательного устройства. При срабатывании электровоспламенителя взрывательного устройства вступает в работу предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ), ступени которого последовательно снимаются в процессе полета и ПИМ взводится на удалении около 180 м от стрелки-зенитчика.

При срабатывании ЭВ порохового управляющего двигателя (ПУД) воспламеняется заряд ПУД, пороховые газы которого, проходя через

распределительную втулку и сопла, осуществляют управление ракетой на начальном участке траектории полета по командам со схемы управления полетом на начальном участке ТГСН и разворот ракеты для придания ей необходимых углов упреждения и возвышения.

В процессе слежения за целью ТГСН вырабатывает суммарный сигнал управления, который поступает на рулевую машинку, обеспечивающую управление ракетой в полете в соответствии с принятым методом наведения.

При приближении ракеты к цели на расстояние 400...600 м схема ближней зоны совместно со схемой смещения вырабатывает команды управления, смещающие траекторию полета ракеты со среза сопла цели в центр ее планера.

При встрече ракеты с целью срабатывают контактные датчики цели взрывательного устройства, от которых последовательно срабатывают капсюль-детонатор, детонатор и боевая часть. Детонационный импульс через трубку взрывателя передается к заряду взрывного генератора, происходит его срабатывание и подрыв остатков топлива двигательной установки при их наличии.

При промахе ракеты (по истечении 14...17 с) прогорает пиротехническая запрессовка механизма самоликвидации ПИМ, вызывая действие детонатора и подрыв боевой части, трубки взрывателя и взрывного генератора для самоликвидации.

Помехоустойчивость контура управления полетом ракеты обеспечивается наличием двух фотоприемников в СКЦ ТГСН, работающих в различных спектральных диапазонах, сигналы с которых сравниваются схемой переключения ТГСН. Если уровень сигнала с ФП основного канала превышает уровень сигнала с ФП вспомогательного канала, то принимается решение о наличии цели и вырабатывается пропускающий строб, если наоборот – помехи и осуществляется дальнейшее запирание электронного блока ТГСН.

Контрольные вопросы

1. Перечислить модификации ПЗРК и их основные отличия.
2. Назвать основные тактико-технические характеристики ПЗРК "Игла" и "Игла-1".
3. Перечислить состав ПЗРК "Игла".
4. Дать определение зон поражения и пуска ПЗРК.
5. Пояснить чем ограничиваются границы зоны поражения ПЗРК:

   дальняя граница;

ближняя граница;
верхняя граница;
нижняя граница.

7. Объяснить принцип действия бортовой аппаратуры ракеты ПЗРК "Игла" в полете.

4. ЗЕНИТНЫЕ УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ ПЗРК

4.1. Общие сведения о зенитных управляемых ракетах ПЗРК

Зенитные управляемые ракеты (ЗУР) всех отечественных ПЗРК выполнены по единой аэродинамической схеме "утка" и представляют собой тело цилиндрической формы со сферическим обтекателем [9, 10, 11, 12]. Перед обтекателями ЗУР 9М313 и 9М39 ПЗРК "Игла-1" и "Игла" установлены аэродинамические конусные насадки для уменьшения лобового сопротивления ракеты. В ЗУР 9М313 конусный насадок установлен на трех "спицах", закрепленных на сужающемся патрубке координатора цели, а в ЗУР 9М39 – на штыре, приклеенном к стеклу обтекателя.

ЗУР конструктивно состоит их четырех скрепленных между собой отсеков (рис. 4.1): головного, рулевого, боевого и двигательной установки. Калибр ракеты определяется диаметром центрирующих поясков, которыми ракета опирается на внутренние стенки трубы.

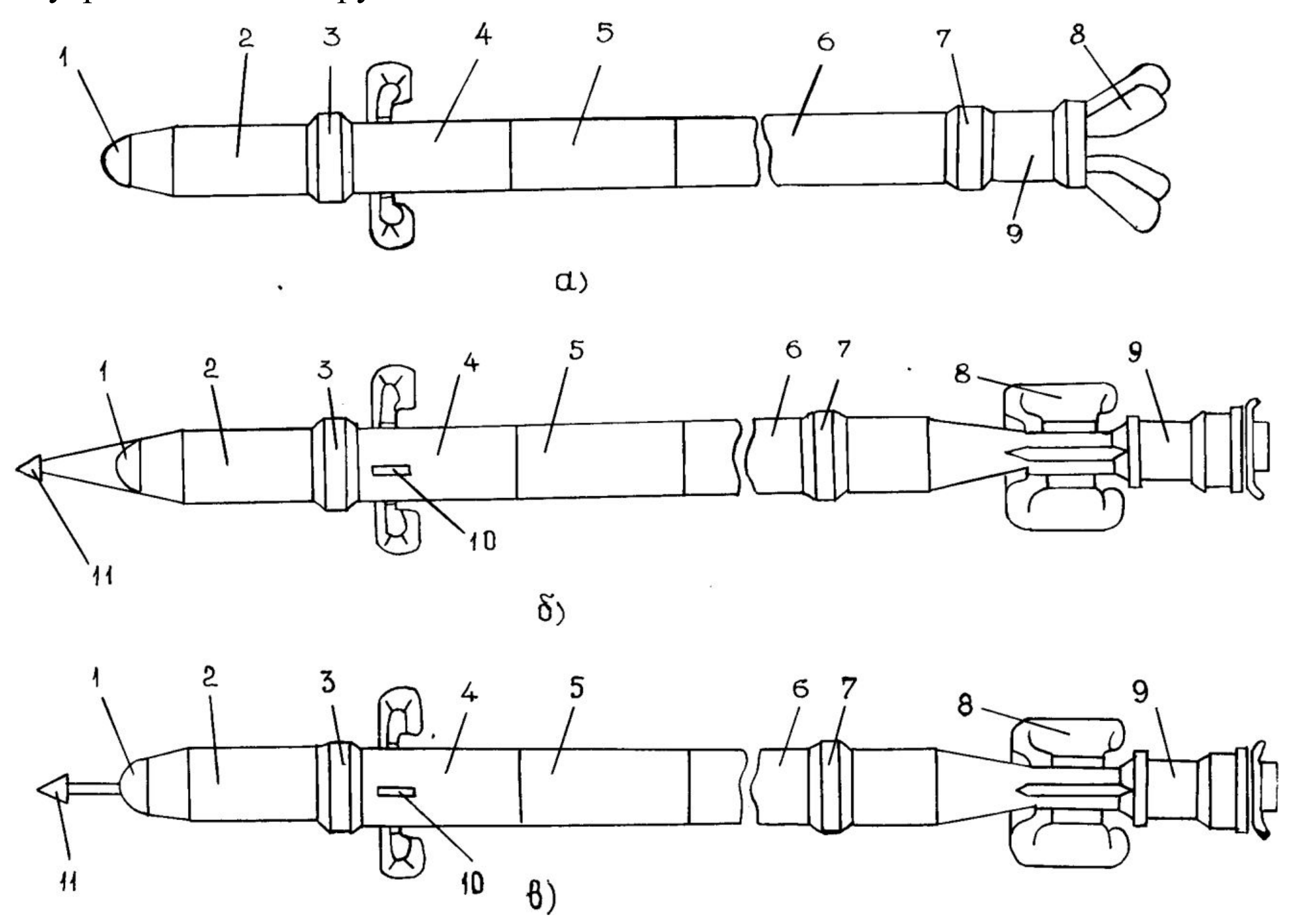


Рис. 4.1. Ракеты:
а – 9М32М; *б* – 9М313; *в* – 9М39; *1* – обтекатель; *2* – ТГСН; *3*,*7* – центрирующие пояски; *4* – рулевой отсек; *5* – боевой отсек; *6* – маршевый

двигатель; *8* – крыльевой блок; *9* – стартовый двигатель; *10* – дестабилизаторы; *11* – аэродинамический насадок

Головной отсек ракеты составляет тепловая головка самонаведения (ТГСН), которая предназначена для обеспечения захвата и автосопровождения цели по ее тепловому излучению, измерения угловой скорости линии визирования цели ($\dot{\varepsilon}_л$) и формирования сигналов управления полетом ракеты, в том числе и в условиях организованного противником противодействия путем постановки помех типа "ложная тепловая цель" (ЛТЦ).

Функциональная схема ТГСН 9Э410 (рис. 4.2) включает в себя:

следящий координатор цели (СКЦ);

вспомогательные системы ТГСН (системы охлаждения фотоприемника основного канала, разгона, стабилизации оборотов и электрического арретирования ротора гироскопа);

устройство выработки команд (УВК);

элементы автопилота (усилитель-ограничитель и усилитель мощности).

Основные технические характеристики ТГСН рассматриваемых комплексов представлены в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Наименование характеристик ТГСН	Значения характеристик ТГСН			
	9Э46	9Э45	9Э418	9Э410
Чувствительность ТГСН, Вт/см^2:				
основного канала	$3{,}8\times 10^{-8}$	$3{,}8\times10^{-10}$	$3{,}8\times10^{-10}$	$4{,}25\times10^{-10}$
вспомогательного канала	-	-	-	$3{,}8\times10^{-8}$
Угол поля зрения, мин *	±60	±45(±12)	±45	±45
Максимальный угол пеленга, град	±40	±40	±40	±38
Максимальная угловая скорость слежения, град/с:				
на старте	9	10	12	12
в полете	11	12	15	15
Частота вращения ротора гироскопа, Гц	100	100	100	100
Вид модуляции потока	ШИМ	ЧМ	ЧМ	ВИМ

Примечание: * – для ТГСН 9Э45 и 9Э418 ± 45 мин в режиме арретирования и захвата, ± 12 мин в режиме слежения.

Конструктивно ТГСН состоит из координатора и электронного блока. Координатор представляет собой оптико-механическое устройство, состоящее из гироскопа с оптической системой и анализатором изображения и блока катушек.

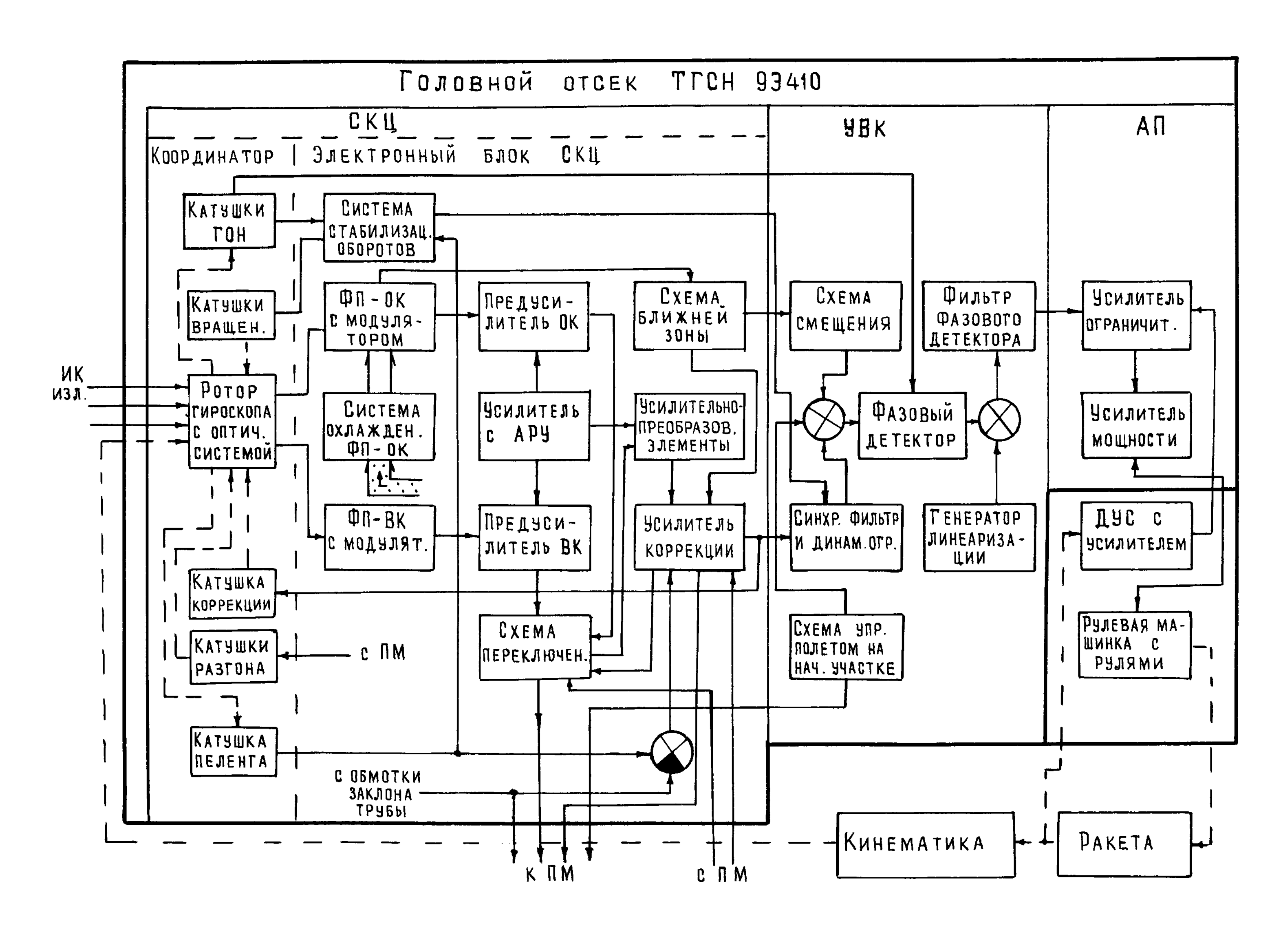


Рис. 4.2. Функциональная схема головного отсека ТГСН 9Э410

Электронный блок представляет собой этажерочную конструкцию, набранную из круглых галет. Последняя галета снабжена контактными штырями и является платой для электрической стыковки ТГСН с рулевым отсеком ракеты. В состав электронного блока входят элементы следящего координатора цели, устройства выработки команд и автопилота.

Рулевой отсек служит для размещения элементов энергопитания ракеты, автопилота и коммутирующих элементов. В корпусе рулевого отсека размещены:

пороховой аккумулятор давления (ПАД), обеспечивающий питание горячими газами рулевую машинку и турбогенератор;

бортовой источник питания (БИП), состоящий из турбогенератора и стабилизатора-выпрямителя. Турбогенератор (ТГ) преобразовывает энергию горячих газов ПАД в электроэнергию. Стабилизатор-выпрямитель (СВ) обеспечивает выпрямление и стабилизацию питающих напряжений;

датчик угловых скоростей с усилителем (демодулятором);

рулевая машинка с рулями;

блок взведения, формирующий сигналы для взрывателя и порохового управляющего двигателя после вылета ракеты из трубы;

розетка бортразъема, обеспечивающая электрическую связь аппаратуры ракеты с пусковой трубой.

В ракетах 9М313 и 9М39 в рулевом отсеке дополнительно установлен пороховой управляющий двигатель (ПУД), вырабатывающий горячие газы для газодинамического управления полетом ракеты на начальном участке. Снаружи этих ракет в плоскости, перпендикулярной плоскости рулей, закреплены дестабилизаторы.

Боевой отсек является несущим отсеком ракеты, включающим боевую часть и взрыватель, а в ракетах 9М313 и 9М39 и взрывной генератор. В передней части корпуса боевой части имеется прилив с отверстием, куда входит стопор, обеспечивающий механическую стыковку ракеты с трубой.

Двигательная установка предназначена для выброса ракеты из трубы, придания ей необходимой угловой скорости вращения, разгона ракеты до маршевой скорости и поддержания этой скорости в полете. В состав двигательной установки входят:

стартовый (выбрасывающий) двигатель;

однокамерный двухрежимный маршевый двигатель;

лучевой воспламенитель замедленного действия.

На внешней части соплового блока маршевого двигателя ракет 9М313 и 9М39 закреплен крыльевой блок, который в свою очередь состоит из корпуса,

четырех складывающихся крыльев и механизма их стопорения. Крыльевой блок ракет 9М32М и 9М36 закреплен на торцевой части стартового двигателя.

Основные летно-технические характеристики рассматриваемых ракет приведены в табл. 4.2.

Таблица 4.2

Наименование характеристик	Значения характеристик ракет			
	9М32М	9М36	9М313	9М39
Диаметр ракеты, мм	70	70	70	70
Калибр ракеты, мм	72,0	72,0	72,1	72,2
Длина, мм	1440	1470	1680	1680
Масса снаряженной ракеты, кг	9,8	10,3	10,8	10,6
Масса боевого отсека, кг	1,15	1,15	1,25	1,25
Масса взрывчатого вещества, кг	0,37	0,37	0,37	0,37
Скорость вылета ракеты из трубы, м/с	28	28	28	28
Средняя маршевая скорость полета ракеты, м/с	500	470	570	570
Скорость вращения ракеты относительно продольной оси, об/с	20...15	20...15	20...12	20...12
Число рабочих спектральных диапазонов ТГСН	Один	Один	Один	Два
Время работы бортовых источников энергии, с	11	11	11	11
Индекс боевой части	9Н15М	9Н15М	9Н312Ф	9Н312Ф
Индекс взрывателя	9Э22М	9Э240	9Э249	9Э249
Время самоликвидации ЗУР	14...17	14...17	14...17	14...17
Тип ТГСН	Следящая, пассивная			
Метод наведения	Пропорциональное сближение			
Система управления	Одноканальная, релейная			
Тип боевой части	Осколочно-фугасно-кумулятивная			

Независимо от расположения элементов в составе ракеты можно выделить следующие функциональные системы и устройства:

следящий координатор цели (СКЦ);

вспомогательные системы СКЦ;

устройство выработки команд (УВК) и автопилот (АП);

систему энергопитания ракеты;

боевое снаряжение ракеты;

двигательную установку ракеты.

Дальнейшее изложение материала будет вестись применительно к ПЗРК типа "Игла" с позиций системного подхода с указанием наиболее существенных отличий элементов других модификаций ПЗРК.

4.2. Следящий координатор цели

4.2.1. Устройство следящего координатора цели

Следящий координатор цели (СКЦ) предназначен для непрерывного автоматического определения угла рассогласования между оптической осью координатора и линией ракета-цель, слежения за целью и выработки сигнала, пропорционального угловой скорости визирования цели ($\dot{\varepsilon}_л$). Он состоит из собственно координатора и электронного блока.

Координатор включает в себя два основных узла: статор и ротор (гироскоп).

Статор обеспечивает вращение ротора гироскопа, его электрическое арретирование и электромагнитную коррекцию и состоит из фланца и приклеенных к нему катушек - коррекции, вращения, разгона, пеленга (арретира) и ГОН.

Ротор представляет собой вращающийся с частотой $\omega_г$ постоянный кольцеобразный магнит с явно выраженными полюсами, установленный на кардановом подвесе, обеспечивающим ротору возможность "прокачиваться" на углы пеленга. На роторе закреплены детали оптической системы, два фотоприемника (основного и вспомогательного каналов) и два предусилителя сигналов (рис. 4.3).

Для извлечения информации об ошибке рассогласования времяимпульсная модуляция лучистого потока осуществляется путем вращения фотоприемников основного (ФП ОК) и вспомогательного (ФП ВК) каналов, расположенных в фокальных плоскостях каналов, с нанесенными на них масками определенной конфигурации, обеспечивающими обратную зависимость длительности импульсов от угла рассогласования $\Delta\varepsilon$ (см. рис. 2.12). Применение вращающихся фотоприемников позволяет заметно уменьшить площадь их чувствительного слоя и за счет уменьшения радиационного шума (2.12) повысить их чувствительность.

Сущность процесса модуляции заключается в следующем (рис. 4.4). Чем меньше ошибка рассогласования (угол между оптической осью гироскопа и направлением на цель), тем ближе к оси вращения ФП фокусируется изображение источника излучения в виде пятна рассеяния малых размеров, т.е. ошибка

рассогласования $\Delta\varepsilon$ пропорциональна радиусу окружности (положения Ц1 и Ц2), по которой "засвечивается" ФП изображением цели. Так как угловая скорость вращения ФП с масками постоянна ($\omega_г$), то время "засветки" ФП будет обратно пропорционально радиусу окружности "засветки" ρ (2.7). Направление рассогласования будет определяться угловым положением ротора-магнита с ФП и маской, при котором изображение цели "засвечивает" ФП.

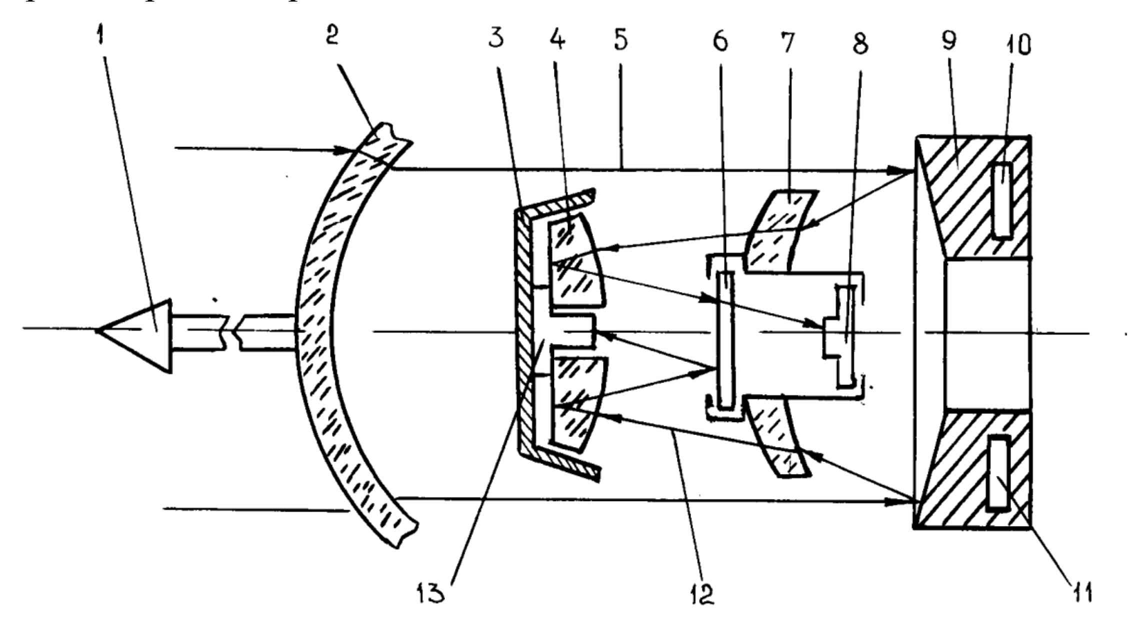


Рис. 4.3. Оптическая схема координатора:
1 – аэродинамический насадок; *2* – обтекатель; *3* – бленда с ртутным демпфером; *4* – линза с контр-зеркалом; *5* – ход лучей потока основного канала; *6* – светоделительный (интерференционный) фильтр; *7* – линза; *8* – ФП ОК; *9* – зеркало-магнит; *10*– предусилитель основного канала; *11* – предусилитель вспомогательного канала; *12* – ход лучей потока вспомогательного канала; *13* – ФП ВК

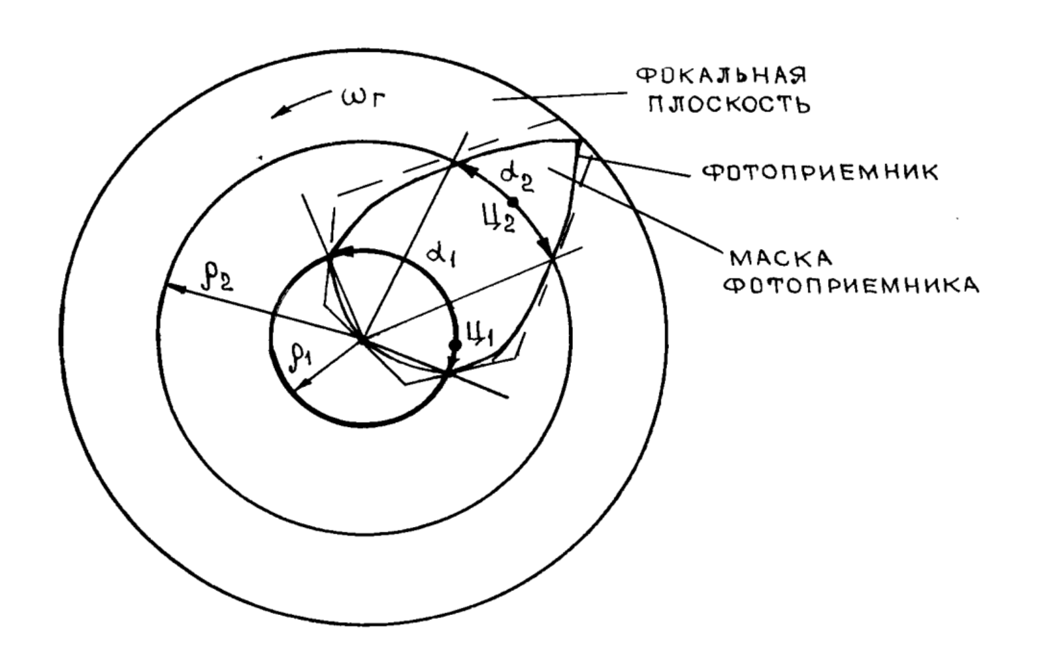


Рис. 4.4. Времяимпульсная модуляция лучистого потока в ТГСН 9Э410

Электронный блок СКЦ предназначен для преобразования модулированного лучистого потока в электрический сигнал управления синусоидальной формы на частоте вращения гироскопа, амплитуда которого пропорциональна углу рассогласования, а фаза определяет направление рассогласования. В состав электронного блока СКЦ входят (рис. 4.5):

ФП ОК и ФП ВК;

предусилители основного (ПУ ОК) и вспомогательного (ПУ ВК) каналов;

усилитель с АРУ;

схема переключения;

усилительно-преобразовательные элементы;

усилитель коррекции;

схема ближней зоны.

Фотоприемники обеспечивают преобразование модулированного лучистого потока в модулированный электрический импульс, длительность которого обратно пропорциональна углу рассогласования, а момент его появления (фаза) определяет направление рассогласования. В качестве ФП ОК используется охлаждаемый до температуры порядка -200^0С фоторезистор, выполненный на базе сурмянистого индия (InSb), диапазон спектральной чувствительности которого соответствует длинам волн излучения 3,5...5 мкм. В качестве ФП ВК используется неохлаждаемый фоторезистор, выполненный на базе сернистого свинца (PbS), диапазон спектральной чувствительности которого соответствует длинам волн 1,8...2,8 мкм (см. рис. 2.13).

Предусилители обеспечивают предварительное усиление сигналов с ФП до уровня, превышающего наводки "паразитных" сигналов во вращающемся

контактном устройстве и достаточного для работы последующих схем. Каждый ПУ представляет собой операционный усилитель на микросхеме, коэффициент усиления которого изменяется в широких пределах сигналом со схемы АРУ.

Усилитель с АРУ производит нормирование импульсного сигнала с предусилителя основного канала и вырабатывает сигнал АРУ для регулировки коэффициентов усиления предусилителей (одинакового для основного и вспомогательного каналов) в широких пределах, в зависимости от мощности лучистого потока, падающего на ФП. Схема АРУ работает только по сигналу с ПУ ОК. При этом форма сигнала, полученная после его обработки в ПУ, в общем сохраняется.

Схема переключения (рис. 4.6) предназначена для селекции целей от организованных и фоновых помех и включает в себя логические элементы, срабатывающие при выполнении определенных условий..

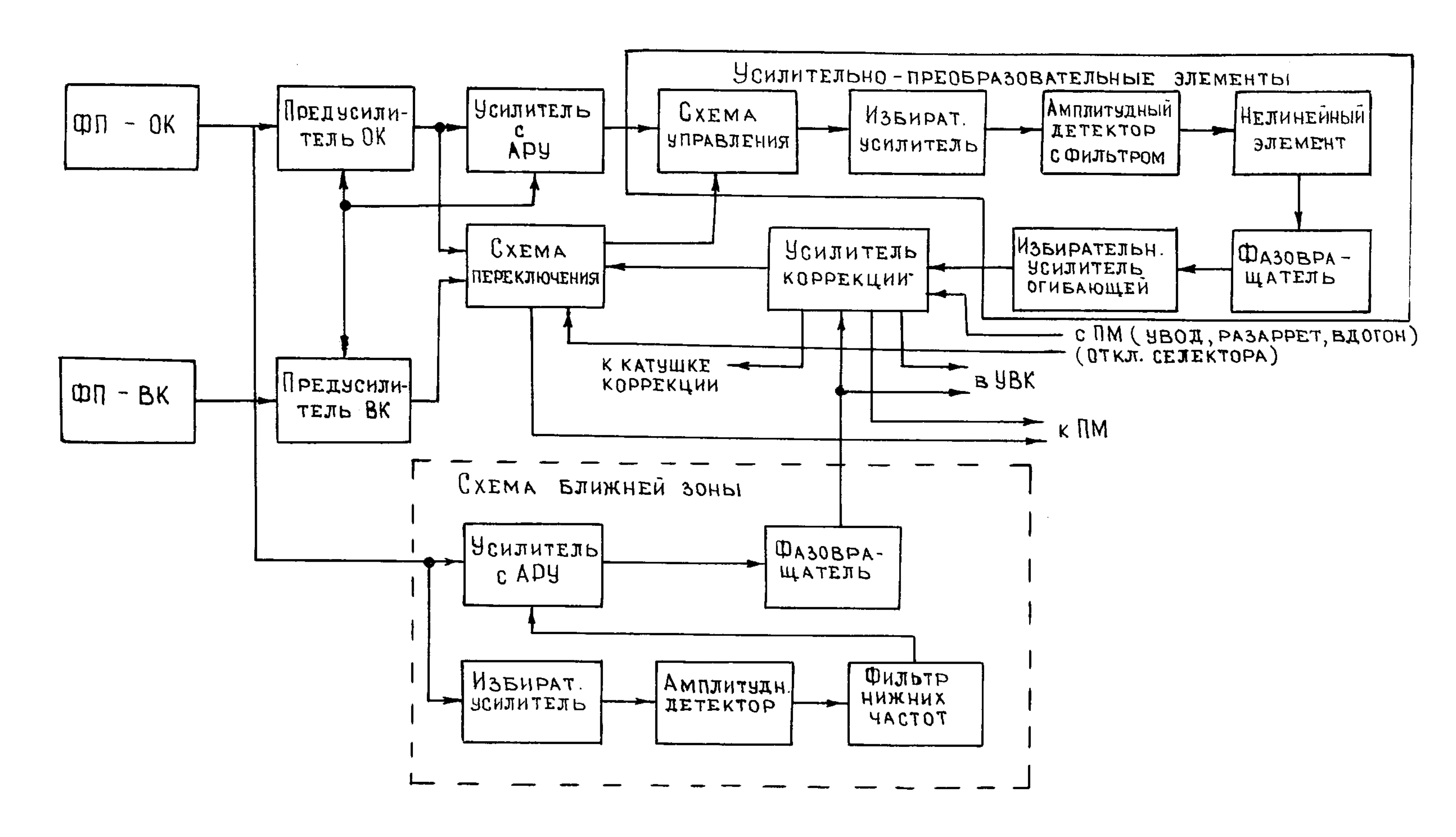


Рис. 4.5.Функциональная схема электронного блока СКЦ ТГСН 9Э410

Входными сигналами схемы переключения являются сигналы с ПУ ОК, ПУ ВК, пускового механизма и усилителя коррекции. Отличительным признаком излучения целей, по сравнению с излучением организованных высокотемпературных помех типа ЛТЦ и отраженной фоновыми образованиями солнечной энергии, является спектральная плотность излучения этих источников (см. рис. 1.12).

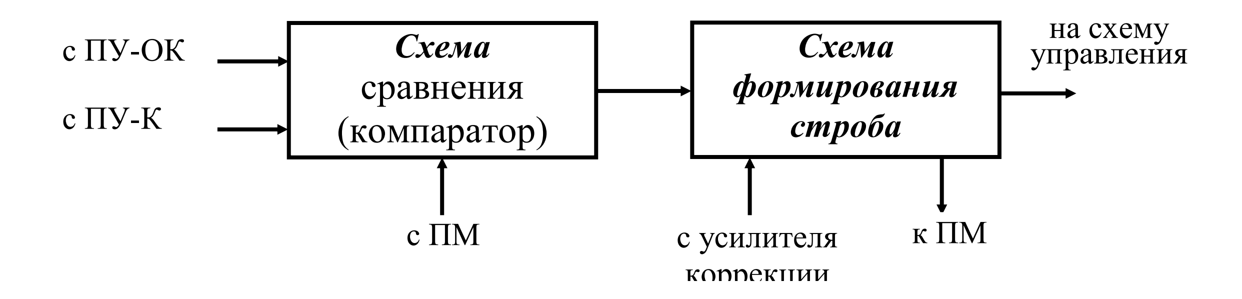


Рис. 4.6. Схема переключения СКЦ

Поэтому, если в поле зрения ТГСН попадает излучение цели, то отношение сигнала с ПУ ОК к сигналу с ПУ ВК будет больше единицы, и схема переключения сформирует пропускающий строб на схему управления. Если же в поле зрения ТГСН попадает излучение ЛТЦ, то это отношение будет меньше единицы и пропускающий строб схемой переключения не формируется. Защита ТГСН от собственного излучения протяженных фоновых образований обеспечивается самим видом модуляции лучистого потока (чем больше длительность импульса, тем меньше ошибка рассогласования).

Усилительно-преобразовательные элементы (см. рис. 4.5) в свой состав включают:

схему управления;

избирательный усилитель;

амплитудный детектор с фильтром;

нелинейный элемент;

фазовращатель;

избирательный усилитель огибающей.

Схема управления представляет собой двухвходовую схему "И", на один вход которой поступает импульсный сигнал с усилителя с АРУ, а на второй – пропускающий строб со схемы переключения.

Избирательный усилитель предназначен для усиления импульсного сигнала таким образом, чтобы обеспечить требуемую зависимость амплитуды первой гармоники сигнала на выходе амплитудного детектора от ошибки

рассогласования (U_1.= f($\Delta\varepsilon$)). При этом выбор полосы пропускания и резонансной частоты производится с учетом заданных характеристик пятна рассеяния изображения цели в плоскости ФП ОК, формы маски ФП и частотных характеристик тракта обработки сигнала до усилителя. Характеристики избирательного усилителя оптимизируются с учетом действия шума и фона.

Амплитудный детектор предназначен для выделения первой гармоники импульсного сигнала, амплитуда которой обратно пропорциональна длительности импульса. Фильтр амплитудного детектора обеспечивает предварительную фильтрацию гармонического сигнала с амплитудного детектора.

Нелинейный элемент производит при необходимости корректировку зависимости, формируемой избирательным усилителем.

Фазовращатель предназначен для компенсации запаздывания сигнала в электронном блоке.

Избирательный усилитель производит дополнительную фильтрацию сигнала в целях выделения его первой гармоники, следующей на частоте вращения ротора гироскопа. Полоса пропускания этого усилителя выбрана достаточно широкой для обеспечения требуемого быстродействия СКЦ.

Усилитель коррекции предназначен для усиления синусоидального сигнала с усилителя огибающей по мощности, что необходимо для осуществления коррекции положения ротора гироскопа с требуемой скоростью. Нагрузкой усилителя служит катушка коррекции и последовательно соединенные с ней активные резисторы, сигнал с которых поступает в УВК.

Схема ближней зоны служит для компенсации падения крутизны модуляционной характеристики сигнала коррекции в районе встречи ракеты с целью и определения момента начала работы схемы смещения в УВК. В состав схемы ближней зоны входят: усилитель с АРУ; фазовращатель; избирательный усилитель; амплитудный детектор и фильтр низких частот. Входным сигналом для схемы ближней зоны является сигнал с ФП ОК, поступающий через дополнительный контакт вращающегося контактного устройства координатора. При малых расстояниях до цели (начиная с 400... 600 м) угловые размеры цели начинают оказывать влияние на размеры пятна рассеяния, которое до этого определялось, в основном, угловыми размерами сферической аберрации. Увеличение размеров пятна рассеяния приводит к увеличению длительности импульсов с ФП, что влечет за собой при принятом в СКЦ способе формирования сигнала коррекции уменьшение крутизны зависимости амплитуды сигнала коррекции от ошибки рассогласования ($\Delta\varepsilon$). Это может привести к увеличению ошибок слежения и наведения и даже к срыву процесса слежения.

Принцип работы схемы ближней зоны заключается в следующем. Сигнал с ФП ОК поступает на вход усилителя с АРУ и на вход избирательного усилителя, параметры которого (резонансная частота, полоса пропускания) отличаются от параметров избирательного усилителя основного канала СКЦ. Выходной сигнал избирательного усилителя детектируется и фильтруется фильтром низких частот (ФНЧ). Сигнал с ФНЧ изменяет уровень задержки цепи АРУ усилителя с АРУ. Сигнал с усилителя с АРУ через фазовращатель, который компенсирует задержку сигнала в электронном блоке СКЦ, поступает на вход усилителя коррекции, который усиливает первую гармонику сигнала на частоте вращения ротора гироскопа, и на вход схемы УВК. Выбор коэффициента усиления усилителя с АРУ определяет величину ближней зоны, в которой схема работает с большой эффективностью.

Особенности устройства СКЦ ЗУР других модификаций ПЗРК

В отличие от ТГСН 9Э410 ТГСН ЗУР других модификаций ПЗРК не являются помехоустойчивыми и в их составе отсутствуют такие элементы, как фотоприемник и предусилитель вспомогательного канала, схемы управления и переключения. Из-за различия в видах модуляции лучистого потока несколько отличаются состав и функционирование усилительно-преобразовательных элементов электронного блока СКЦ. Кроме того, в ТГСН 9Э46 и 9Э45 (ПЗРК "Стрела-2М" и "Стрела-3") отсутствуют схемы ближней зоны и смещения.

Для примера на рис. 4.7 представлена функциональная схема СКЦ ТГСН 9Э418 ПЗРК "Игла-1", в котором для выделения сигнала ошибки используется частотная модуляция лучистого потока, сущность которой рассмотрена выше (п. 2.3.1). После модулирующего растра частотно-модулированный лучистый поток, пройдя через иммерсионную линзу, которая обеспечивает равномерное распределение потока по площади фотоприемника, поступает на фотоприемник. В качестве фотоприемника используется охлаждаемый до температуры –200 ^{0}С фоторезистор, выполненный на базе сурмянистого индия (InSb). Электрический сигнал с фотоприемника после усиления в предусилителе и усилителе несущей частоты поступает на вход частотного детектора. Схема частотного детектора включает широкополосный усилитель-преобразователь частотно-модулированных сигналов в амплитудно-модулированные и двухполупериодный амплитудный детектор с интегратором. Амплитудно-модулированный сигнал, следующий на частоте вращения ротора гироскопа, содержит информацию о величине (амплитуда сигнала) и направлении (фаза сигнала) ошибки рассогласования. Дальнейшее функционирование СКЦ ТГСН 9Э418 не отличается от функционирования СКЦ ТГСН 9Э410.

СКЦ ТГСН 9Э45 ПЗРК "Стрела-3" отличается от СКЦ ТГСН 9Э418 только отсутствием схемы ближней зоны.

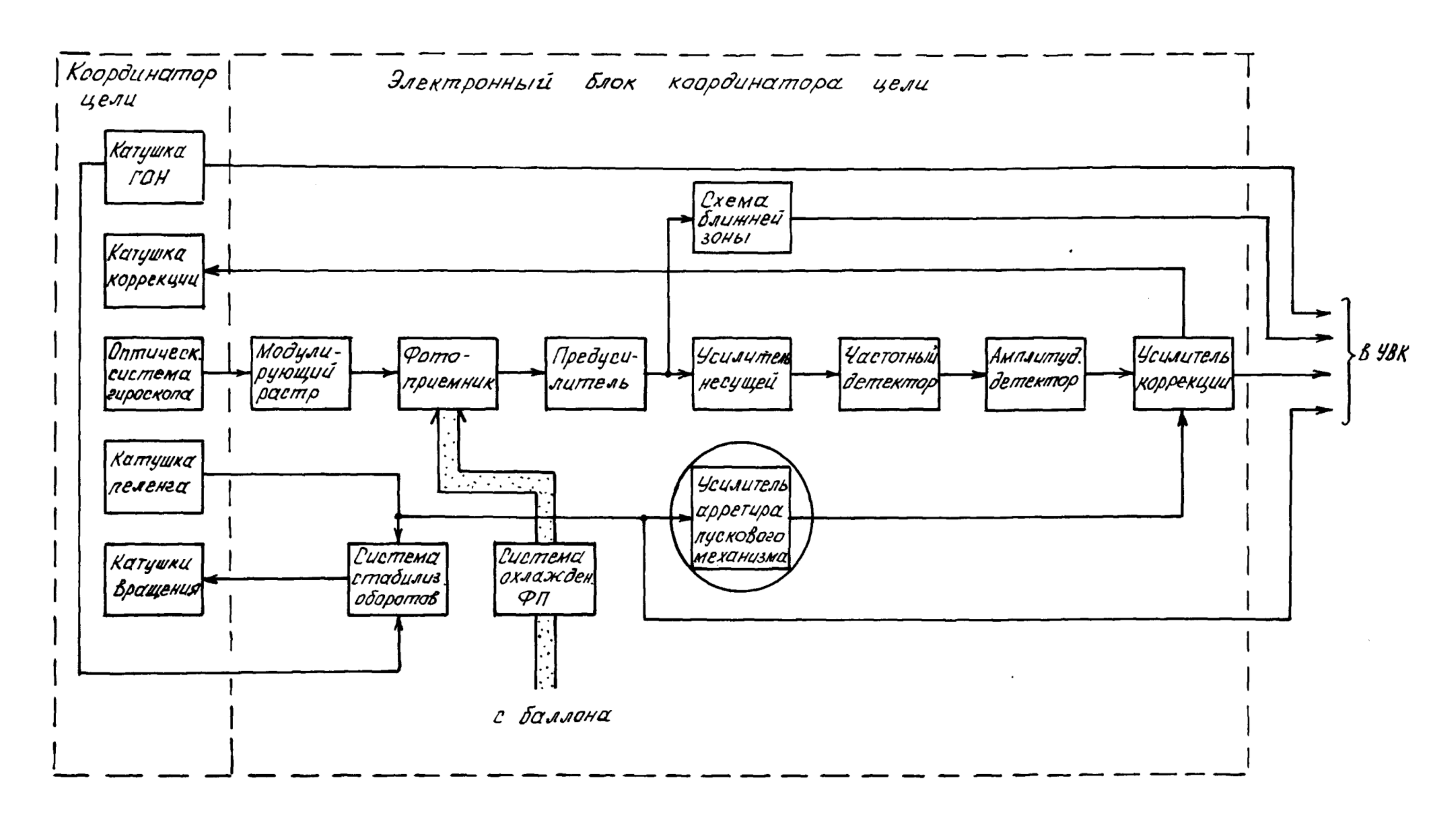


Рис. 4.7. Функциональная схема СКЦ ТГСН 9Э418

В СКЦ ТГСН 9Э46 ПЗРК "Стрела-2М" используется ШИМ лучистого потока. В качестве фотоприемника используется неохлаждаемый фоторезистор на базе сернистого свинца (PbS), а для выделения сигнала на частоте вращения ротора гироскопа в электронном блоке СКЦ используется амплитудный детектор. Электронный блок СКЦ также не имеет схемы ближней зоны.

4.2.2. Вспомогательные системы следящего координатора цели

В состав вспомогательных систем СКЦ ТГСН 9Э410 входят (рис. 4.8):

система разгона ротора гироскопа;

система стабилизации оборотов ротора гироскопа;

система электрического арретирования ротора гироскопа.

Система разгона и стабилизации оборотов ротора гироскопа. Система разгона предназначена для быстрого (в течение 5 с) разгона ротора гироскопа до частоты вращения $f_{вр}$ = 85...109 Гц. В состав системы разгона входят:

блок разгона и синхронизации, конструктивно расположенный в пусковом механизме (ПМ);

датчики положения полюсов ротора-магнита (*ДП*), расположенные в передней части пусковой трубы;

катушки разгона, расположенные в комплексе "Игла" в координаторе ТГСН, а в других модификациях ПЗРК – в передней части пусковой трубы совместно с датчиками положения.

Блок разгона и синхронизации ПМ состоит из преобразователя напряжения, схемы разгона и частотного реле.

Преобразователь напряжения предназначен для получения постоянного напряжения –80В, используемого для питания фоторезисторов, и переменного напряжения высокой частоты (порядка 100 кГц) для ДП.

Схема разгона предназначена для коммутации цепей тока через катушки разгона по информационным сигналам с ДП.

Частотное реле предназначено для отключения разгонного устройства при достижении ротором гироскопа требуемой частоты вращения $f_{вр}$.

Более подробно устройство и функционирование блока разгона и синхронизации ПМ будет рассмотрено ниже – в разделе "Пусковые средства ПЗРК".

Датчики положения (рис. 4.9) предназначены для формирования сигналов о текущем положении полюсов ротора-магнита для схемы переключения, управляющей ключевыми транзисторами схемы разгона.

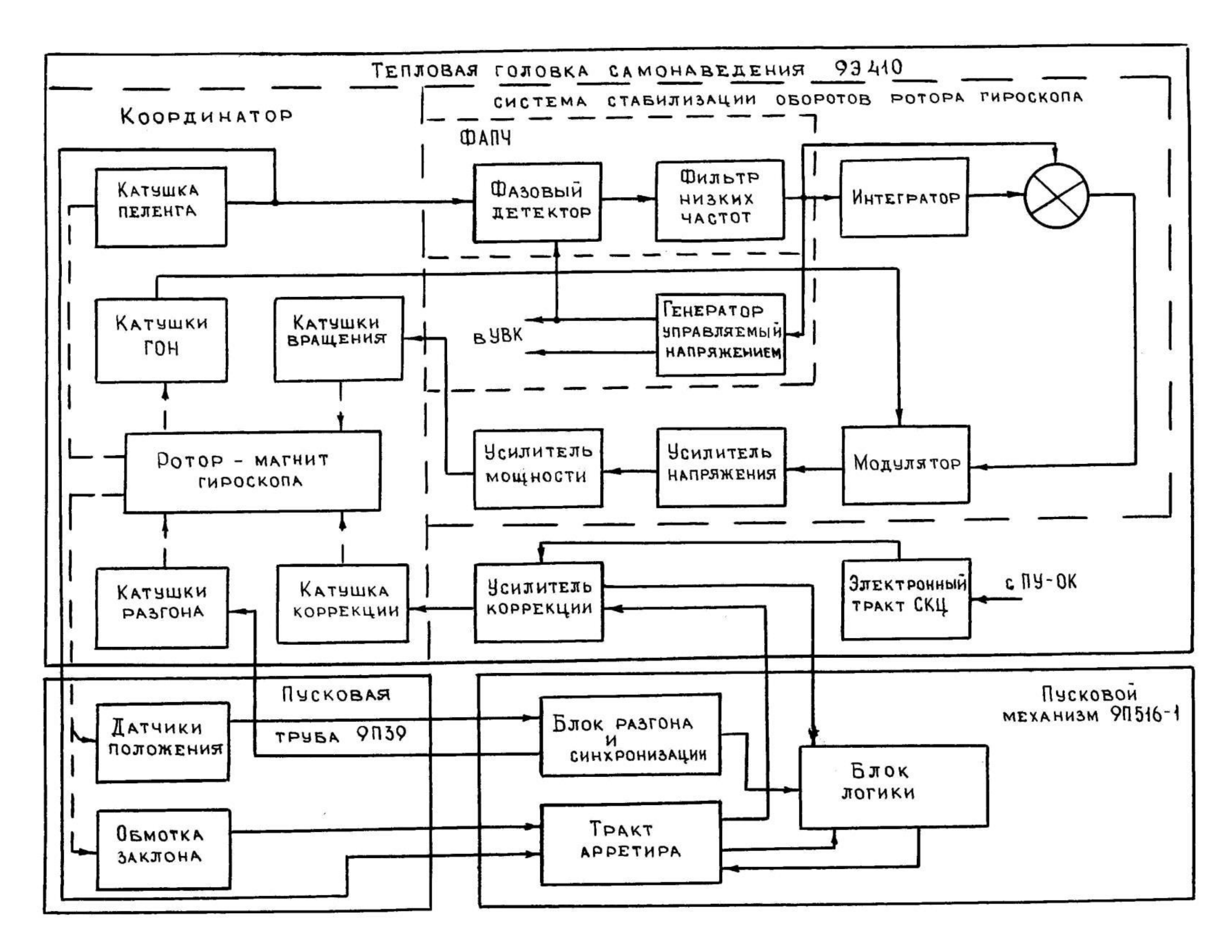


Рис. 4.8. Функциональная схема вспомогательных систем СКЦ ТГСН 9Э410

В блоке датчиков пусковой трубы 9П39 расположены четыре датчика положения *ДП1 – ДП4*. Каждый датчик состоит из дросселя, обмотка 3 которого намотана на ферромагнитном сердечнике 2, и обмотки подмагничивания 4, размещенной на каркасе 1. Для обеспечения требуемой чувствительности *ДП* помещается в постоянное магнитное поле величиной $Ф_с$ (см. рис. 2.23), создаваемое обмоткой подмагничивания. Величина этого поля устанавливается подбором резистора *R* (см. рис. 4.9), общего для всех *ДП*.

Величина падения высокочастотного напряжения на дросселе *ДП* зависит от индуктивности дросселя, которая меняется в зависимости от положения полюсов ротора-магнита относительно *ДП*.

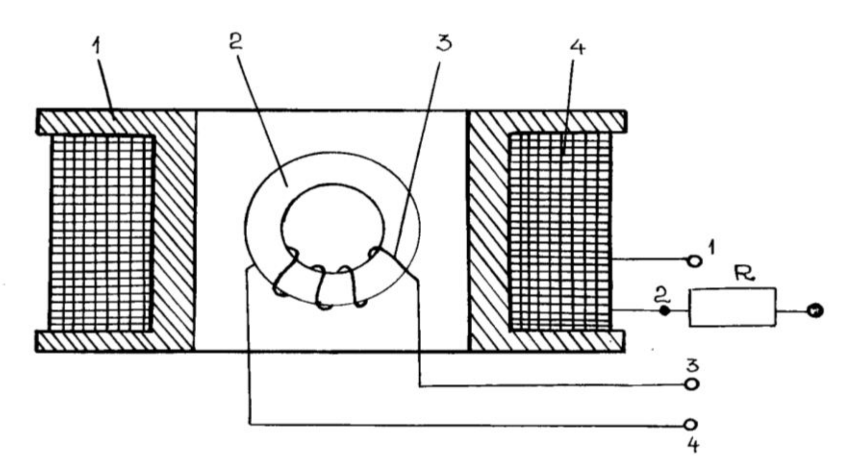


Рис. 4.9. Датчик положения полюсов ротора-магнита:
1 – каркас; *2* – ферромагнитный сердечник; *3* – обмотка дросселя; *4* – обмотка подмагничивания

При вращении ротора-магнита на выходе *ДП* возникают амплитудно-модулированные сигналы. Огибающие этих сигналов сдвинуты друг относительно друга на 90^0, так как *ДП1 – ДП4* расположены на поверхности пусковой трубы симметрично (рис. 4.10). В зависимости от положения полюсов ротора-магнита относительно *ДП* на дроссель *ДП* будет воздействовать изменяющееся магнитное поле. Его величина изменяется от $Ф_с – 0,5Ф_м$ до $Ф_с + 0,5Ф_м$ (см. рис. 2.23).

Сигналы с *ДП* подаются на схему разгона блока разгона и синхронизации ПМ, которая управляет электронными ключами на транзисторах *VT4 – VT7*. Эти транзисторы подключают поочередно к источнику тока то первые (*L1*), то вторые (*L2*) пары обмоток катушек разгона в зависимости от текущего положения полюсов (*N – S*) ротора-магнита относительно *ДП*. Катушки разгона *L1* и *L2* предназначены для создания знакопеременного магнитного поля при протекании по ним тока с блока разгона и синхронизации ПМ. При этом через каждую пару

обмоток катушек (и *L1*, и *L2*) за один оборот ротора гироскопа ток протекает дважды – один раз в одном направлении, второй раз – в противоположном. В качестве примера на рис. 4.10 показаны направления магнитных полей, создаваемых обмотками катушки *L2*, при открывании транзисторов *VT4* (без скобок) и *VT7* (в скобках).

Система разгона ротора гироскопа ПЗРК "Игла-1" отличается от рассмотренной выше системы разгона ПЗРК "Игла" тем, что катушки разгона расположены совместно с датчиками положения полюсов ротора-магнита в передней части трубы.

В пусковых трубах ПЗРК "Стрела-2М" и "Стрела-3" расположены по два датчика положения и по две катушки разгона.

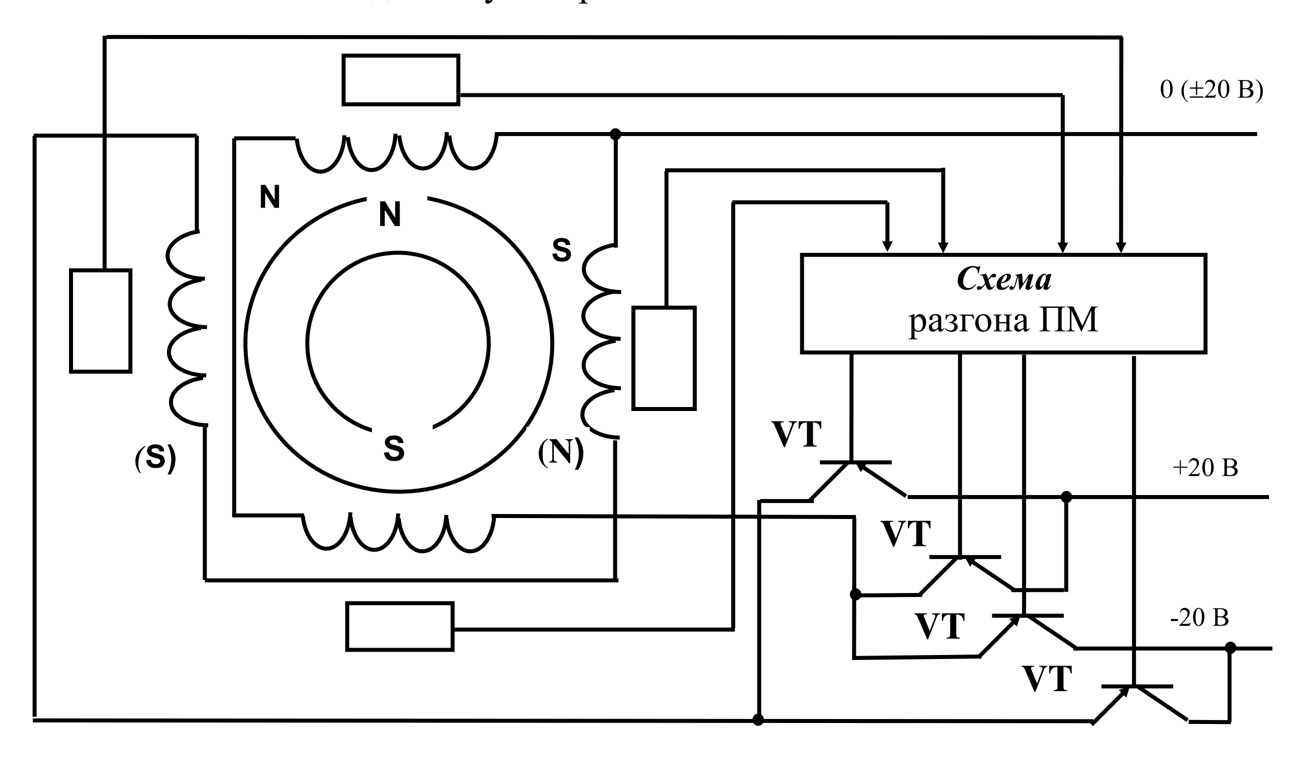


Рис. 4.10. Схема соединений элементов системы разгона ПЗРК "Игла"

Огибающие напряжений *ДП* сдвинуты друг относительно друга на 180^0, так как *ДП1* расположен диаметрально противоположно *ДП2* (рис. 4.11).

Положение ротора определяется углом φ между осью симметрии катушек разгона и линией, проходящей через магнитные полюса ротора.

Каждая катушка разгона состоит из двух обмоток *L1* и *L2*. Обмотки *L1* обеих катушек включены последовательно с источником тока таким образом, что при открывании ключевого транзистора *VT6* ими создается магнитное поле одного направления, а при открывании ключевого транзистора *VT7* и протекании

тока через последовательно соединенные обмотки *L2* обеих катушек создается магнитное поле противоположного направления.

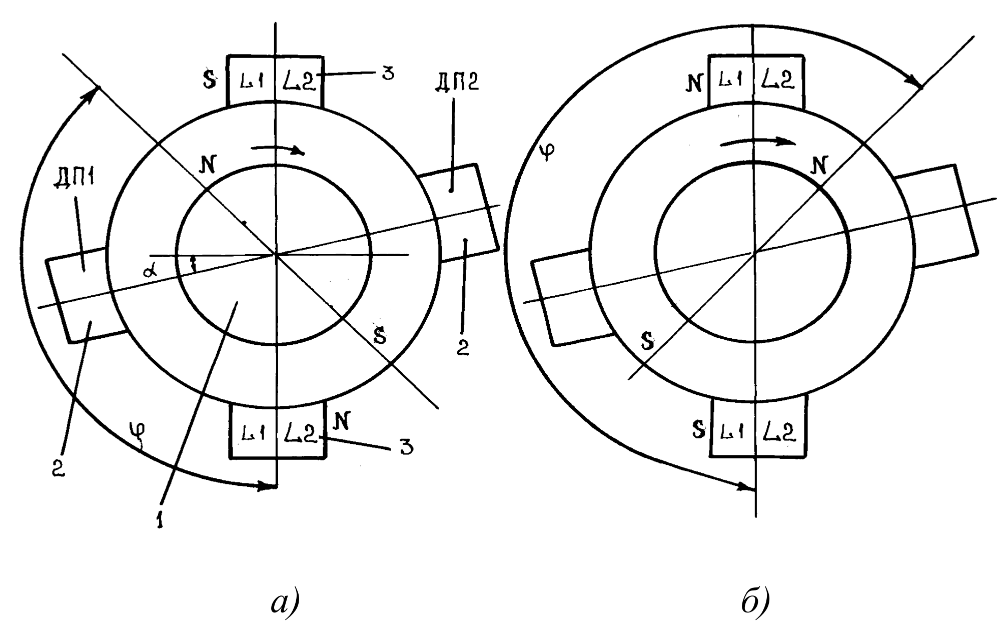


Рис. 4.11. Схема взаимного положения элементов системы разгона ПЗРК "Стрела-2М" и "Стрела-3":
1 – ротор-магнит гироскопа; *2* – датчики положения; *3* – катушки разгона

Схема подключения катушек разгона представлена на рис. 4.12.

Принцип действия системы разгона ротора гироскопа для четырех *ДП* и четырех катушек разгона был рассмотрен выше (см 2.4.2, рис. 2.23). При наличии же двух *ДП* и двух катушек разгона разгон ротора гироскопа происходит следующим образом.

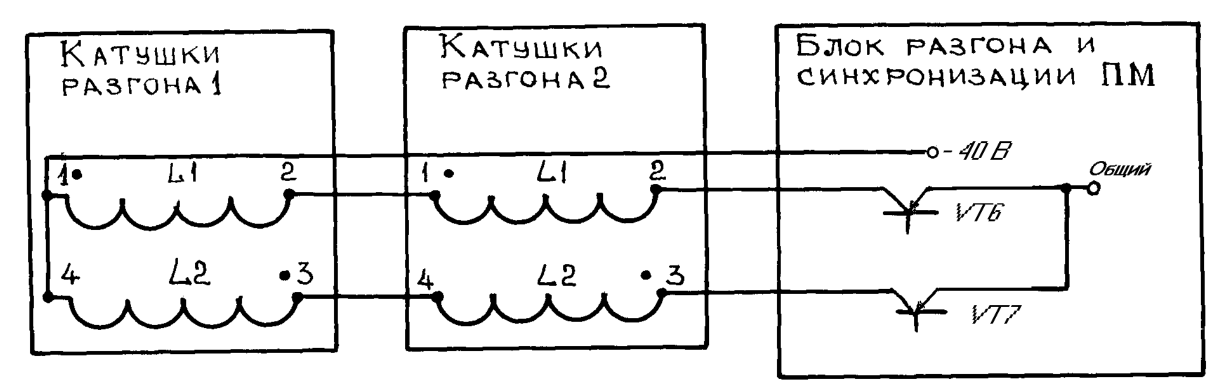


Рис. 4.12. Схема подключения катушек разгона

Пусть в начальный момент времени ротор гироскопа находится в положении, которое показано на рис. 4.11, *а* ($0 < \varphi < \pi$). Тогда напряжение на *ДП2* будет больше, чем на *ДП1*. В этом случае откроется ключевой транзистор *VT7* (см. рис. 4.12) и через обмотки *L2* катушек разгона потечет ток. Возникшее при этом магнитное поле приводит ротор гироскопа во вращение по часовой стрелке

за счет взаимного притяжения противоположных полюсов магнита ротора и электромагнита, образованного обмотками разгона.

В момент времени, когда ротор гироскопа займет положение, как показано на рис. 4.11, *б*, произойдет открывание транзистора *VT6*, так как напряжение на *ДП1* станет больше, чем на *ДП2*. Протекание тока через обмотки *L1* изменит направление магнитного поля катушек разгона на противоположное. В этом случае одноименные полюса постоянного магнита ротора и электромагнита будут отталкиваться друг от друга. Таким образом, ротор гироскопа будет вращаться с возрастающей угловой скоростью. Для повышения надежности разгона ротора гироскопа плоскость установки ДП повернута навстречу направлению вращения ротора на угол $\alpha = 10...17^0$.

Во всех модификациях ПЗРК система разгона отключается частотным реле блока разгона и синхронизации ПМ при достижении требуемой скорости вращения ротора гироскопа. Дальнейшее поддержание требуемой скорости вращения ($f_г$ = 92...104 Гц) обеспечивается системой стабилизации оборотов, исполнительным элементом которой являются катушки вращения ТГСН (см. рис. 4.8).

Принцип действия ССО был рассмотрен выше (см. 2.4.3, рис.2.24).

Система электрического арретирования. В ПЗРК "Игла" и "Игла-1" система электрического арретирования обеспечивает:

совмещение оптической оси гироскопа с продольной осью ракеты при разгоне ротора гироскопа;

заклон оптической оси гироскопа на 5^0 вниз от продольной оси ракеты (для "запоминания" уровня фона в районе цели) после окончания разгона и при не нажатом пусковом крючке ПМ;

совмещение оптической оси гироскопа с линией прицеливания (на 10^0 ниже продольной оси ракеты) при нажатом пусковом крючке.

В качестве измерительных элементов ошибки арретирования (угла пеленга η_n) используются катушка пеленга и обмотка заклона (см. рис. 4.8). Катушка пеленга расположена в координаторе цели ТГСН, а обмотка заклона в блоке датчиков трубы.

Ось катушки пеленга совпадает с продольной осью ракеты и если плоскость вращения ротора гироскопа совпадет с плоскостью катушки пеленга ($\eta_n = 0$), то сигнал с катушки пеленга равен нулю. В случае отклонения оптической оси гироскопа на некоторый угол от продольной оси ракеты ($\eta_n \neq 0$) с катушки пеленга снимается сигнал на частоте вращения ротора гироскопа,

амплитуда и фаза которого однозначно характеризуют величину и направление ошибки арретирования.

Встречно с катушкой пеленга включена обмотка заклона, расположенная в блоке датчиков трубы. Ось обмотки заклона находится в вертикальной плоскости и перпендикулярна продольной оси ракеты. Формируемый в обмотке заклона сигнал ЗАКЛОН 10^0 по величине пропорционален заданному углу пеленга (10^0) в вертикальной плоскости между линией прицеливания и продольной осью ракеты. Со средней точки обмотки заклона снимается сигнал ЗАКЛОН 5^0, пропорциональный углу пеленга 5^0. Сигнал с обмотки заклона используется и в схеме управления полетом ракеты на начальном участке устройства выработки команд.

При отсутствии с частотного реле ПМ сигнала об окончании разгона ротора гироскопа на усилитель коррекции СКЦ через тракт арретира ПМ поступает сигнал с катушки пеленга. В катушке коррекции возникает момент коррекции, под действием которого ротор гироскопа прецессирует в направлении уменьшения ошибки арретирования.

После окончания разгона ротора гироскопа и не нажатом пусковом крючке ПМ усилитель тракта арретира ПМ усиливает разностный сигнал с катушки пеленга и обмотки заклона 5^0. Этот сигнал после усиления по мощности в усилителе коррекции поступает на катушку коррекции, вызывая прецессию ротора гироскопа в вертикальной плоскости до тех пор, пока разностный сигнал не станет равным нулю. В этом случае оптическая ось гироскопа арретируется на 5^0 выше линии прицеливания (на 5^0 ниже продольной оси ракеты) для обеспечения "запоминания" автоматом разарретирования и пуска ПМ уровня излучения фона в районе цели.

После окончания разгона ротора гироскопа и перевода пускового крючка ПМ в среднее положение или в положение "до упора" усилитель тракта арретира ПМ усиливает разностный сигнал с катушки пеленга и обмотки заклона 10^0. Этот сигнал после усиления по мощности в усилителе коррекции поступает на катушку коррекции, вызывая прецессию ротора гироскопа в вертикальной плоскости до тех пор, пока разностный сигнал не станет равным нулю. В этом случае оптическая ось гироскопа будет совмещена с линией прицеливания (заклонена вниз на 10^0 относительно оси ракеты).

При переводе СКЦ в режим автосопровождения цели к усилителю коррекции вместо усилителя тракта арретира ПМ подключается электронный тракт СКЦ, сигнал с которого пропорционален ошибке слежения.

В других модификациях ПЗРК задачи, решаемые системой электрического арретирования, несколько отличаются.

Так, в ПЗРК "Стрела-2М" система электрического арретирования обеспечивает совмещение оптической оси гироскопа с линией прицеливания, которая совпадает с продольной осью ракеты, во всех режимах работы ТГСН, кроме режима слежения за целью. В качестве измерительного элемента ошибки арретирования (угла пеленга) используется только катушка пеленга. Принцип действия такой системы электрического арретирования рассмотрен выше (см. 2.3) и представлен на рис. 2.21.

В ПЗРК "Стрела-3" система электрического арретирования обеспечивает совмещение оптической оси гироскопа с продольной осью ракеты (линией прицеливания) при разгоне ротора гироскопа и при нажатии на пусковой крючок ПМ. После окончания разгона ротора гироскопа и не нажатом пусковом крючке ПМ оптическая ось гироскопа арретируется на 3^0 выше линии прицеливания для обеспечения "запоминания" автоматом разарретирования и пуска ПМ уровня излучения фона в районе цели. В качестве измерительных элементов ошибки арретирования используются, как и в ПЗРК "Игла", катушка пеленга и обмотка заклона. Катушка пеленга расположена в координаторе цели ТГСН, а обмотка заклона – в блоке датчиков трубы.

4.2.3. Функционирование следящего координатора цели

При функционировании СКЦ можно выделить следующие режимы работы: режим разгона ротора гироскопа, режим электрического арретирования и режим автосопровождения цели.

В режим разгона ротора гироскопа СКЦ переводится сразу же после включения наземного блока питания. Для разгона ротора гироскопа перед пуском ракеты используется система разгона и синхронизации, электронный блок которой размещен в пусковом механизме (ПМ), датчики положения полюсов ротора-магнита – на передней части трубы, а исполнительные элементы (катушки разгона) – в координаторе СКЦ. В это же время хладагент с наземного блока питания поступает в микрохолодильник СКЦ для охлаждения фотоприемника основного канала. Время разгона ротора гироскопа и охлаждения ФП ОК до требуемой температуры составляет около 5 с. Для поддержания оборотов ротора гироскопа в полете используется система стабилизации оборотов ротора гироскопа (ССО), нагрузкой которой являются катушки вращения координатора СКЦ. Принцип

действия систем разгона и стабилизации оборотов ротора гироскопа был рассмотрен выше.

В режим арретирования СКЦ переводится с началом вращения ротора гироскопа с помощью системы электрического арретирования. При этом обеспечивается совмещение оптической оси гироскопа с продольной осью ракеты при разгоне ротора гироскопа и с линией прицеливания после окончания разгона и перевода пускового крючка ПМ в среднее положение или в положение "до упора". Устройство и работа основных элементов системы электрического арретирования рассмотрены выше.

В режим автосопровождения цели СКЦ переводится из режима электрического арретирования сигналом с автомата разарретирования и пуска (АРП) ПМ при положительных результатах анализа сигналов с ТГСН. При переводе СКЦ в режим автосопровождения цели к усилителю коррекции вместо усилителя тракта арретира ПМ подключается электронный тракт СКЦ, сигнал с которого пропорционален ошибке слежения.

Сигналом, несущим информацию об угловом рассогласовании оптической оси гироскопа с направлением на цель ($\Delta\varepsilon$), является напряжение переменного тока с усилителя коррекции вида

$$u_{\Delta\varepsilon} = U_{\Delta\varepsilon} sin(\omega_г t + \mu_ц),$$

где $U_{\Delta\varepsilon}$ – амплитудное значение сигнала коррекции, пропорциональное ошибке рассогласования ($\Delta\varepsilon$);

$\omega_г$ – частота вращения ротора гироскопа относительно земной системы координат;

$\mu_ц$ – фаза сигнала, характеризующая плоскость рассогласования.

Для обеспечения прецессии гироскопа в направлении отработки ошибки рассогласования к нему прикладывается внешний момент $\vec{M}_{вн}$, под действием которого ротор гироскопа прецессирует в направлении наикратчайшего совмещения вектора кинетического момента ротора $\vec{H}_{хг}$ с моментом внешних сил $\vec{M}_{вн}$. Взаимосвязь угловой скорости прецессии $\omega_{пр}$ с внешним и кинетическим моментами рассмотрена выше (см. 2.44) и поясняется рис. 2.19 и 2.20.

Для получения напряжения с информацией об угловой скорости линии визирования $\dot{\varepsilon}_л$ между усилителем коррекции и катушкой коррекции установлены резисторы, на которых падение напряжения будет пропорционально току в катушке коррекции. Это напряжение поступает в УВК для формирования команд управления полетом ракеты.

4.3. Устройство выработки команд и автопилот

4.3.1. Устройство выработки команд

Устройство выработки команд (УВК) предназначено для формирования сигналов управления ракетой при ее полете в различных условиях и обеспечивает:

фильтрацию сигнала с СКЦ в целях повышения качества сигнала управления ракетой;

формирование сигнала смещения траектории полета ракеты со среза сопла в центр планера цели в целях повышения эффективности поражения цели;

формирование сигнала на поворот ракеты на начальном участке траектории в целях автоматического задания начальных углов возвышения и упреждения;

преобразование сигнала управления, действующего на частоте вращения ротора гироскопа, в сигнал управления рулями на частоте вращения ракеты.

Функциональная схема УВК и АП представлена на рис. 4.13. В состав функциональной схемы УВК входят: синхронный фильтр, динамический ограничитель, схема смещения, схема управления полетом ракеты на начальном участке, фазовый детектор, фильтр фазового детектора, генератор линеаризации, два сумматора.

Входными сигналами УВК являются:

сигнал с усилителя коррекции, пропорциональный угловой скорости линии визирования ракета-цель;

сигнал со схемы ближней зоны с информацией о требуемом смещении траектории полета ракеты со среза сопла в центр планера цели;

сигнал с катушки пеленга;

сигнал с катушки ГОН.

Сигнал с усилителя коррекции проходит последовательно через синхронный фильтр (СФ) и динамический ограничитель (ДО) и поступает на вход сумматора *1*.

Узкополосный избирательный СФ предназначен для фильтрации сигнала с усилителя коррекции. Применение СФ обусловлено тем, что частота сигнала коррекции в определенных пределах может отклоняться относительно частоты вращения ротора гироскопа. СФ состоит из двух идентичных каналов, выходные сигналы которых суммируются. Каждый из каналов представляет собой последовательно соединенные фазовый детектор (ФД), фильтр низких частот (ФНЧ) и модулятор. Опорными сигналами ФД и модуляторов являются обнуленные сигналы прямоугольной формы (со скважностью, равной двум),

действующие на частоте вращения ротора гироскопа ($\omega_г$). Эти сигналы поступают на вход СФ с выхода системы ФАПЧ и отличаются сдвигом по фазе в одном из каналов относительно другого на угол 90^0.

Динамический ограничитель служит для дополнительного ограничения резко изменяющегося сигнала с СФ и состоит из усилителя-ограничителя и цепи формирования уровня ограничения, включающей амплитудный детектор (АД) и ФНЧ. Амплитудный детектор и фильтр низких частот устанавливают уровень ограничения, который пропорционален установившейся величине входного сигнала. Следовательно, при постоянной величине входного сигнала на выходе усилителя сигнал не ограничивается.

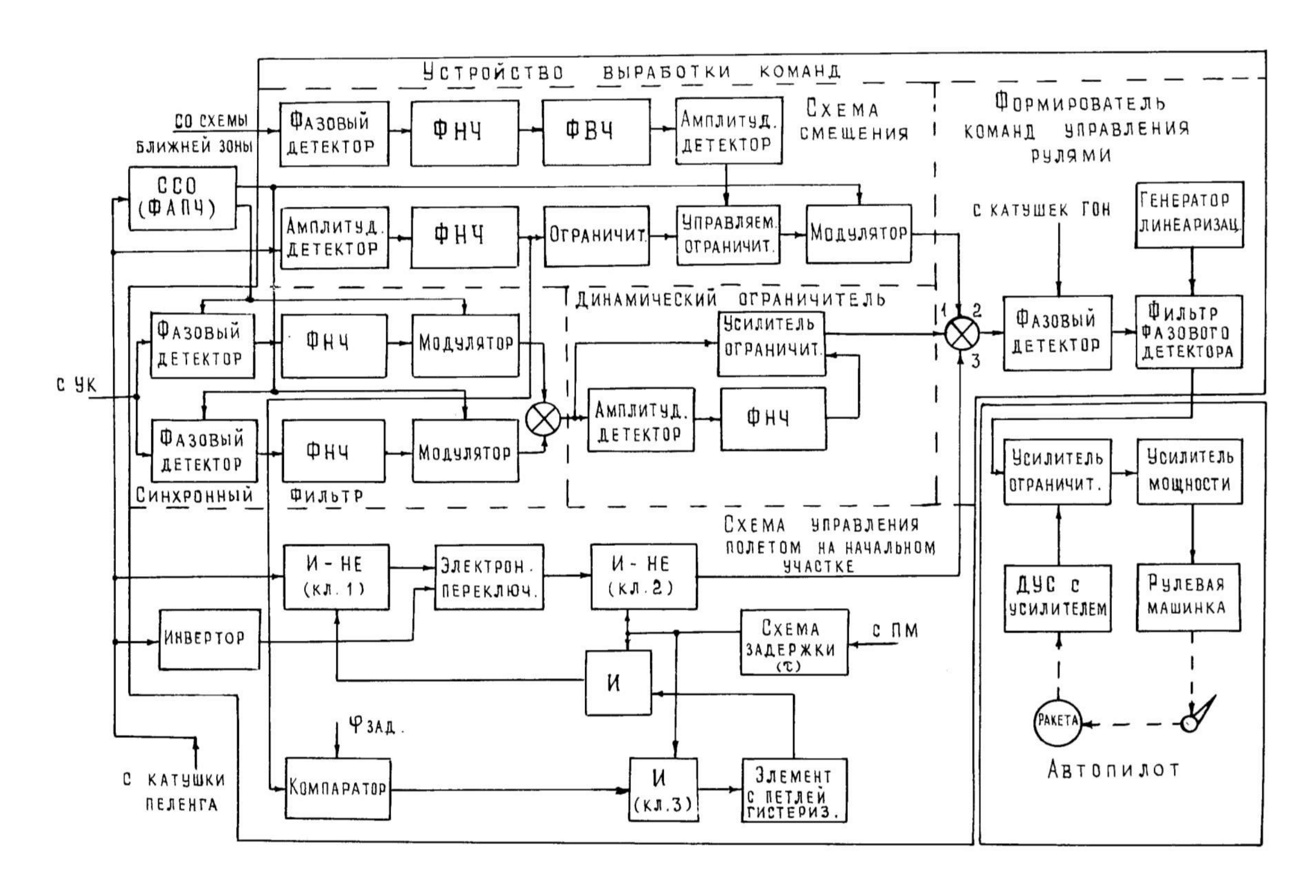


Рис. 4. 13. Функциональная схема УВК и АП ЗУР 9М39

При изменении входного сигнала величина уровня ограничения из-за запаздывания сигнала в цепи управления оказывается не равной величине входного сигнала. При этом возрастающий сигнал на выходе усилителя ограничивается, а убывающий проходит без ограничения. Тем самым достигается дополнительная фильтрация управляющего сигнала.

С выхода ДО сигнал управления поступает на первый вход сумматора, на второй и третий входы которого поступают сигналы со схем смещения и управления полетом ракеты на начальном участке.

Схема смещения предназначена для формирования сигнала смещения траектории полета ракеты со среза сопла в центр планера цели в ближней зоне цели (400...600 м до цели). Смещение траектории производится в плоскости управления путем сложения управляющего сигнала коррекции с производной от этого сигнала в плоскости, которая формируется схемой смещения.

Входным сигналом схемы смещения является сигнал со схемы ближней зоны, который поступает на фазовый детектор, ФНЧ, ФВЧ и далее на амплитудный детектор. После детектирования сигнал ограничивается управляемым ограничителем и модулируется. Опорным сигналом фазового детектора и модулятора является сигнал с ФАПЧ. Сигнал управления уровнем ограничения управляемого ограничителя формируется из сигнала с катушки пеленга схемой, состоящей из амплитудного детектора, фильтра низких частот и ограничителя. Этим достигается дополнительное снижение величины смещения при малых углах пеленга. Выходной сигнал со схемы смещения поступает на второй вход сумматора.

Схема управления полетом ракеты на начальном участке формирует сигнал управления ракетой по пеленгу для придания ей необходимых углов упреждения и возвышения. Схема работает в режиме автосопровождения цели и отключается после пуска ракеты через заданное время τ. Законы изменения выходного сигнала схемы различны для предстартового и полетного режимов.

Входной сигнал с катушки пеленга поступает через электронный ключ *1* (схема И-НЕ) на первый вход электронного переключателя (ЭП) и через инвертор на его второй вход. Электронный переключатель управляется сигналом, формируемым из сигнала с катушки пеленга, с помощью цепи из последовательно включенных амплитудного детектора, ФНЧ и компаратора. Знак выходного сигнала компаратора зависит от результата сравнения его выходного сигнала с заданным углом пеленга. Ключ *1* введен в целях изменения закона управления в полетном режиме. Ключ управляется сигналом со схемы "И", на один вход которой поступает сигнал со схемы задержки на время τ с момента пуска ракеты,

а на другой – сигнал с элемента с петлей гистерезиса. Сигнал с компаратора на вход элемента с петлей гистерезиса поступает через электронный ключ *3* (схема И), который замкнут в течение времени τ с момента пуска ракеты. Сигнал с ЭП через ключ *2*, управляемый схемой задержки, поступает на третий вход сумматора.

Выходной сигнал сумматора сигналов с динамического ограничителя, схемы смещения и схемы управления полетом на начальном участке, действующий на частоте вращения ротора гироскопа $\omega_г$, поступает на фазовый детектор, где перемножается с опорным сигналом с катушки ГОН.

Катушка ГОН устанавливается на корпусе ТГСН таким образом, чтобы ее продольная ось лежала в плоскости, перпендикулярной оси ракеты. Следовательно, при вращении ротора гироскопа и встречного вращения ракеты при ее полете сигнал, наводимый в катушке ГОН, действует на суммарной частоте, равной $\omega_{гон} = \omega_г + \omega_р$.

В результате перемножения сигналов фазовым детектором на его выходе будет два сигнала: один – на частоте вращения ракеты $\omega_р$, второй – на частоте $2\omega_г + \omega_р$.

Для выделения сигнала на частоте вращения ракеты служит фильтр фазового детектора, на который поступает и сигнал с генератора линеаризации. Фильтр подавляет высокочастотную составляющую сигнала с фазового детектора и уменьшает нелинейные искажения сигнала линеаризации. Сигнал линеаризации представляет собой синусоидальный сигнал, амплитуда и частота которого устанавливаются такими, чтобы во всем диапазоне частот вращения ракеты относительно продольной оси зависимость коэффициента команды от величины угловой скорости линии визирования цели имела линейный участок (см. рис. 2.28).

4.3.2. Автопилот

В состав функциональной схемы автопилота входят (рис. 4.13): усилитель-ограничитель; усилитель мощности; рулевая машинка; датчик угловых скоростей (ДУС); усилитель сигналов ДУС; дестабилизаторы.

Выходной сигнал фильтра УВК подается на усилитель-ограничитель автопилота (АП), который имеет большой коэффициент усиления. На второй вход усилителя-ограничителя поступает сигнал отрицательной обратной связи с усилителя датчика угловой скорости (ДУС), действующий на частоте вращения

ракеты ω_p. С усилителя-ограничителя сигнал поступает на усилитель мощности, нагрузкой которого являются обмотки рулевой машинки (РМ).

Рулевая машинка (рис. 4.14) служит для аэродинамического управления ракетой в полете. В ЗУР 9М39, 9М313 РМ одновременно служит распределительным устройством для газодинамического управления ракетой на начальном участке ее полета, когда аэродинамические рули еще не эффективны. Она является газовым усилителем управляющих электрических сигналов, вырабатываемых УВК. Рулевая машинка состоит из обоймы *4* (см. рис. 4.14), в приливах которой расположены рабочий цилиндр *14* с поршнем *13* и фильтр тонкой очистки *5*. В обойму запрессован корпус *2*, с золотниковым распределителем. Золотниковый распределитель состоит из четырехкромочного золотника *5*, двух втулок *4* и якорей *3* (см. рис. 2.30).

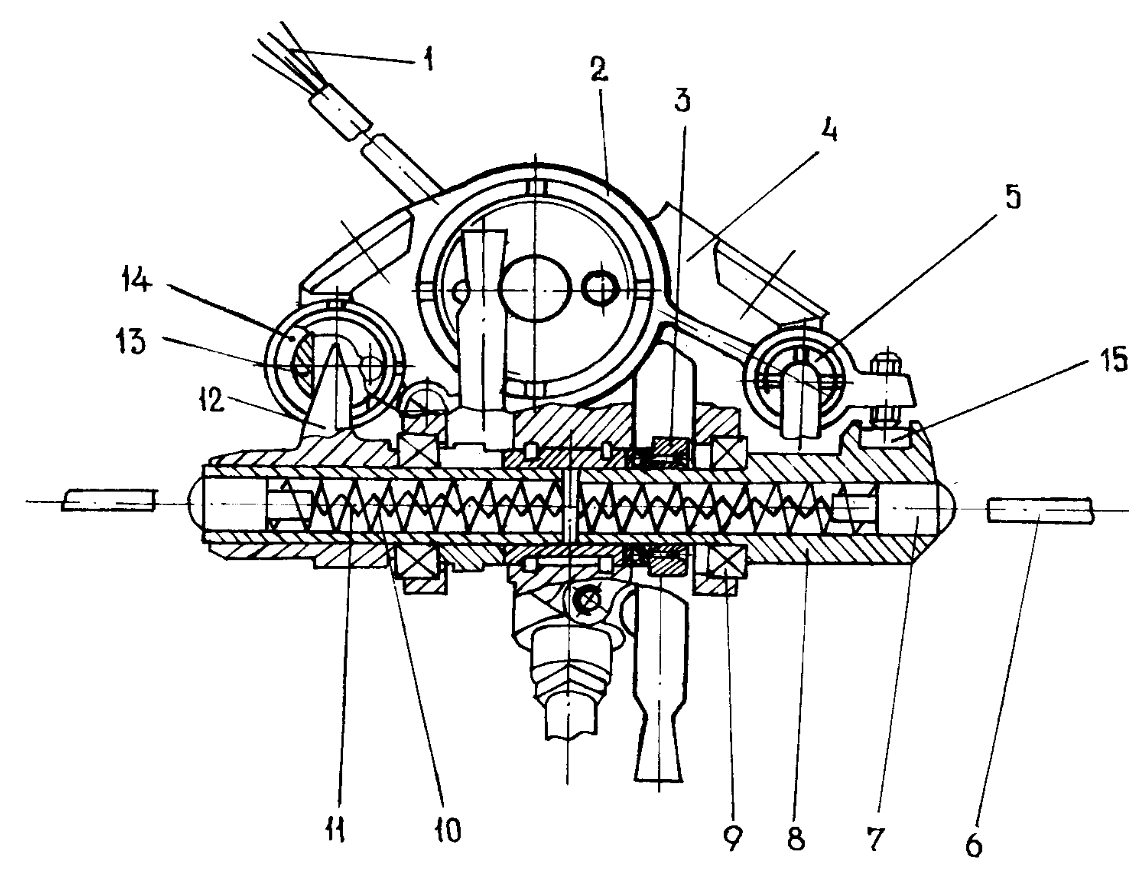


Рис. 4.14. Рулевая машинка:
1 – выводные концы катушек; *2* – корпус; *3* – фиксатор; *4* – обойма; *5* – фильтр; *6* – рули; *7* – стопор; 8 – стойка; 9 - подшипник; *10,11* – пружины; *12* – поводок; *13* – поршень; *14* – цилиндр; *15* – рессора

Обойма имеет две проушины, в которых на подшипниках *9* расположена стойка *8* с пружиной (рессорой) *15* и напрессованным на нее поводком *12* (см. рис. 4.13). В пазах поводка и стойки расположены рули *6*, которые в полете

удерживаются в раскрытом положении подпружиненными стопорами *7* и пружинами *10* и *11*.

Рабочий цилиндр имеет прорезь в средней части, а поршень выточку *8* (см. рис. 2.30), в которую при сборке вставляется поводок стойки рулей, что обеспечивает поворот рулей на угол $\pm 15^0$ от среднего положения при перемещении поршня в цилиндре влево или вправо до упора. В приливе обоймы между проушинами размещается распределитель газа (рис. 4.15), распределительная втулка *2* которого жестко закреплена с помощью фиксатора *4* на стойке рулей *1*. На втулке имеется паз с отсечными кромками для подвода газа, поступающего от порохового управляющего двигателя (ПУД) к соплам *3*.

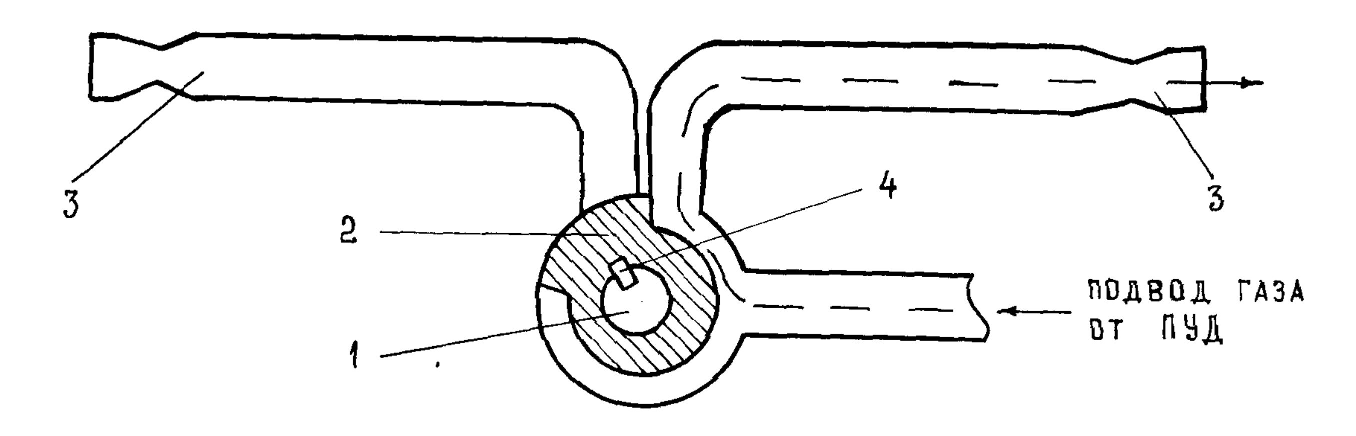


Рис. 4.15. Распределитель газа:
1 – стойка рулей; *2* – распределительная втулка; *3* – выходные сопла; *4* – фиксатор

Рулевая машинка работает от газов порохового аккумулятора давления (ПАД), которые по трубке через фильтр тонкой очистки поступают к золотнику и от него по каналам в кольцах, корпусе и обойме под поршень. Командные сигналы с усилителя мощности АП поступают поочередно на катушки электромагнитов РМ.

При протекании тока через правую катушку электромагнита *2* (рис. 2.30) якорь *3* с золотником *5* притягиваются в сторону этого электромагнита и открывают проход газа в левую полость цилиндра *7* под поршень *6*. Одновременно золотник *5* сообщает с атмосферой правую полость цилиндра. Под действием газа поршень перемещается в крайнее правое положение до упора в крышку. При этом поршень увлекает за собой выступ поводка и поворачивает поводок и стойку, а вместе с ними и рули в крайнее положение.

При протекании тока через левую катушку электромагнита *1* золотник перемещается влево и открывает проход газа от ПАД в правую полость цилиндра

7. Одновременно золотник сообщает с атмосферой левую полость цилиндра для выхода из нее газа. Под давлением газа поршень *6* перемещается в крайнее левое положение до упора в крышку, увлекая за собой выступ поводка и поворачивая поводок и стойку, а вместе с ними и рули в другое крайнее положение.

Одновременно со стойкой рулей поворачивается и газораспределительная втулка, при этом отсечная кромка открывает доступ газа от ПУД к соответствующему соплу для газодинамического управления ракетой на начальном участке полета.

Датчик угловой скорости (ДУС) предназначен для формирования электрического сигнала, пропорционального угловой скорости ракеты относительно ее поперечных осей. Этот сигнал представляет собой сигнал переменного тока на частоте вращения ракеты, амплитуда которого пропорциональна модулю вектора угловой скорости колебаний ракеты, а фаза характеризует плоскость колебаний. После усиления этот сигнал используется для демпфирования угловых колебаний ракеты.

Датчик угловой скорости представляет собой рамку *1* (рис.4.16), состоящую из двух обмоток, залитых эпоксидным компаундом. Эта рамка на полуосях подвешена на центровых винтах *3* с корундовыми подпятниками *4* и может прокачиваться в рабочих зазорах магнитной цепи, состоящей из основания *5*, постоянного магнита *6* и башмаков *7*. Съем сигнала с чувствительного элемента ДУС (рамки) осуществляется через гибкие безмоментные растяжки *8*, распаянные на контакты *10* рамки и контакты *9* корпуса ДУС.

Датчик угловой скорости устанавливается в ракете таким образом, чтобы его ось Х-Х совпадала с продольной осью ракеты. При вращении ракеты только вокруг продольной оси рамка под действием центробежных сил устанавливается в плоскости, перпендикулярной оси вращения ракеты. Перемещение рамки в магнитном поле не происходит, и ЭДС в ее обмотках не наводится.

При наличии колебаний ракеты относительно ее поперечных осей происходит перемещение рамки в магнитном поле. Наводимая в обмотках рамки ЭДС пропорциональна угловой скорости колебаний ракеты. Частота сигнала соответствует частоте вращения ракеты относительно продольной оси, а фаза – направлению вектора угловой скорости ракеты.

Синусоидальный сигнал, снимаемый с контактов *1-2* сигнальной обмотки ДУС, подается на усилитель; часть усиленного сигнала подается на контакты *3-4* демпфирующей обмотки для успокоения колебаний рамки.

Усилитель ДУС предназначен для усиления выходного сигнала ДУС и конструктивно представляет собой отдельный блок, залитый пенополиуретаном.

Отличия ДУС ракет 9М32М и 9М36

Основу этих ДУС составляет мембранный корпус, заполненный электролитом (рис. 4.17). В корпус впаяны контактные выводы *А*, *Б* и *В*, изолированные от основания стеклянными изоляторами. Внутри корпуса в подпятниках подвешен маятник.

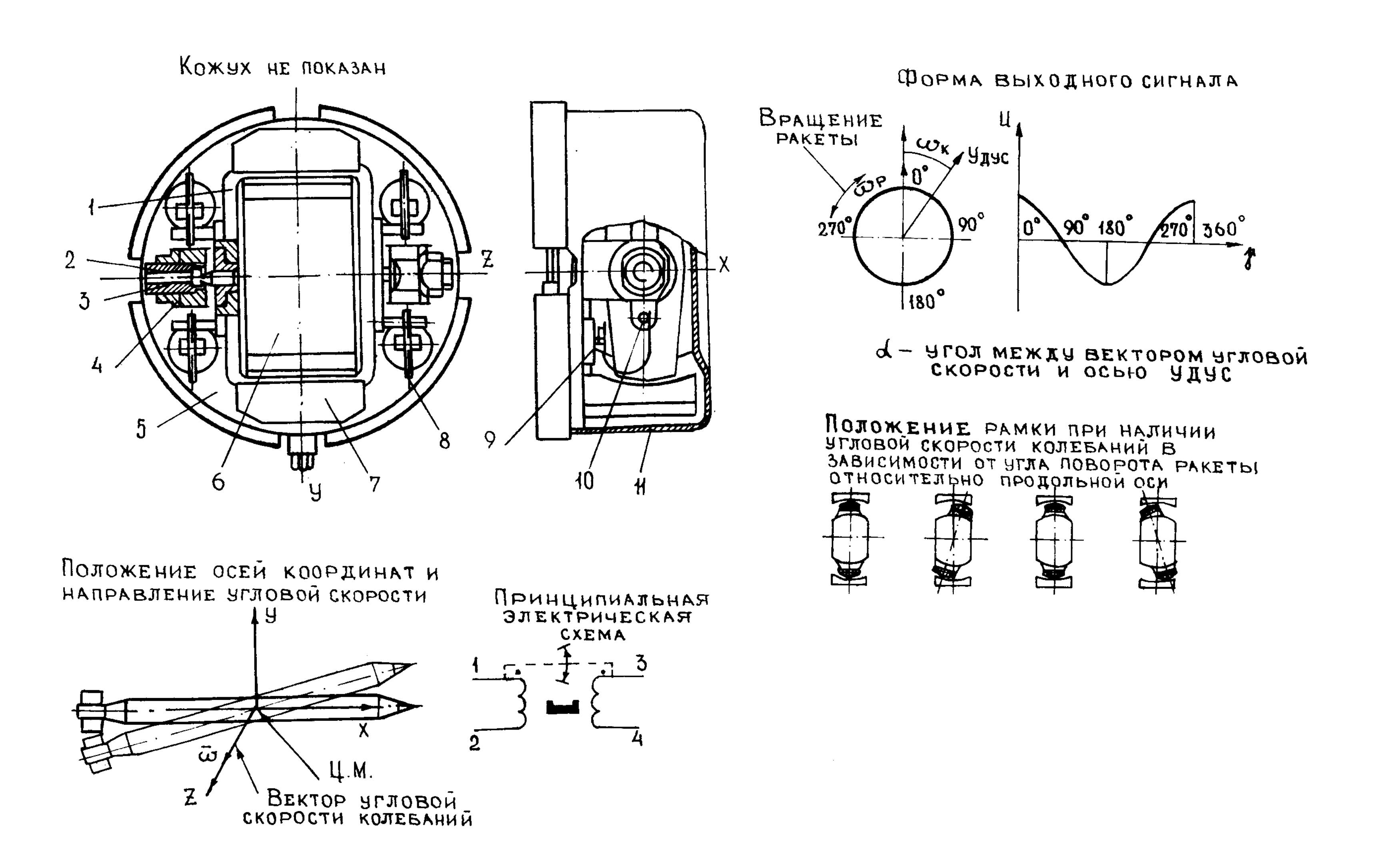
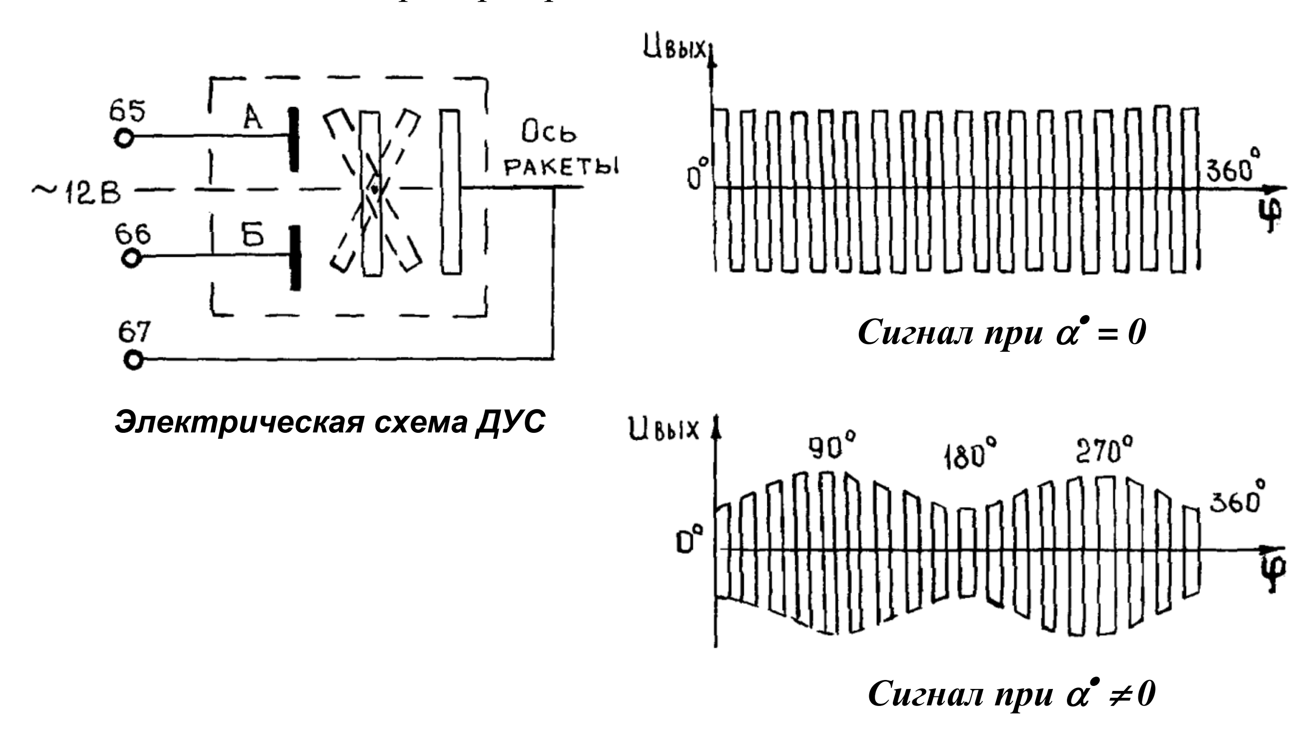


Рис. 4.16. Датчик угловой скорости ракет 9М313 и 9М39:

1 – рамка; *2* – полуось; *3* – центровой винт; *4* – подпятник; *5* – основание; *6* – магнит; *7* – башмак; *8* – растяжка; *9, 10* – контакты; *11* – кожух

Датчик угловой скорости устанавливается в ракете таким образом, чтобы его ось Х-Х совпадала с продольной осью ракеты. При вращении ракеты вокруг продольной оси и при отсутствии угловой скорости колебаний ракеты относительно центра тяжести маятник под действием центробежных сил устанавливается в плоскости, перпендикулярной оси вращения ракеты. При этом ДУС выдает с контактов *65-67* и *66-67* сигнал постоянный по амплитуде, на частоте питающего напряжения, так как сопротивление электролита между контактами *А-Б* и *Б-В* примерно равно.



Электрическая схема ДУС

Сигнал при $\dot{\alpha} = 0$

Сигнал при $\dot{\alpha} \neq 0$

Рис. 4.17. Датчик угловой скорости ракет 9М32М и 9М36

Ракета в полете вращается не только вокруг своей оси, но и совершает колебания относительно своего центра тяжести. При появлении угловой скорости колебаний в результате воздействия ускорений на маятник ДУС происходит отклонение маятника на углы, пропорциональные угловой скорости колебания ракеты на частоте вращения ракеты вокруг продольной оси. Эти отклонения маятника вызывают изменение величины сопротивления между контактами *А-В* и *Б-В*, при этом изменяется и глубина модуляции выходного сигнала ДУС, которая пропорциональна угловой скорости колебаний ракеты. Частота огибающей выходного сигнала с ДУС равна частоте вращения ракеты вокруг продольной оси, а фаза этого сигнала определяется направлением угловой скорости колебаний.

Для выделения полезного сигнала на частоте вращения ракеты применяется демодулятор, установленный в рулевом отсеке, который

предназначен для преобразования амплитудно-модулированного сигнала, поступающего с ДУС, в низкочастотный сигнал, амплитуда которого пропорциональна углу отклонения маятника ДУС. Схема демодулятора представляет собой амплитудный детектор на транзисторе. Сигнал с выхода демодулятора подается на вход усилителя-ограничителя автопилота.

Дестабилизаторы предназначены для обеспечения требуемых устойчивости и располагаемых перегрузок и создания дополнительного крутящего момента относительно продольной оси ракеты. При нахождении ракеты в трубе пластины дестабилизаторов находятся в сложенном состоянии; после вылета ракеты из трубы они фиксируются в откинутом состоянии и имеют постоянный угол наклона относительно продольной оси ракеты около $1{,}5^0$.

4.4. Система энергопитания ракеты

Система энергопитания ракеты предназначена для питания бортовой аппаратуры (БА) ракеты энергией горячих газов и электроэнергией. В состав бортовых источников энергии входят (рис. 4.18):

пороховой аккумулятор давления (ПАД);

розетка;

пороховой управляющий двигатель (ПУД);

бортовой источник питания (БИП).

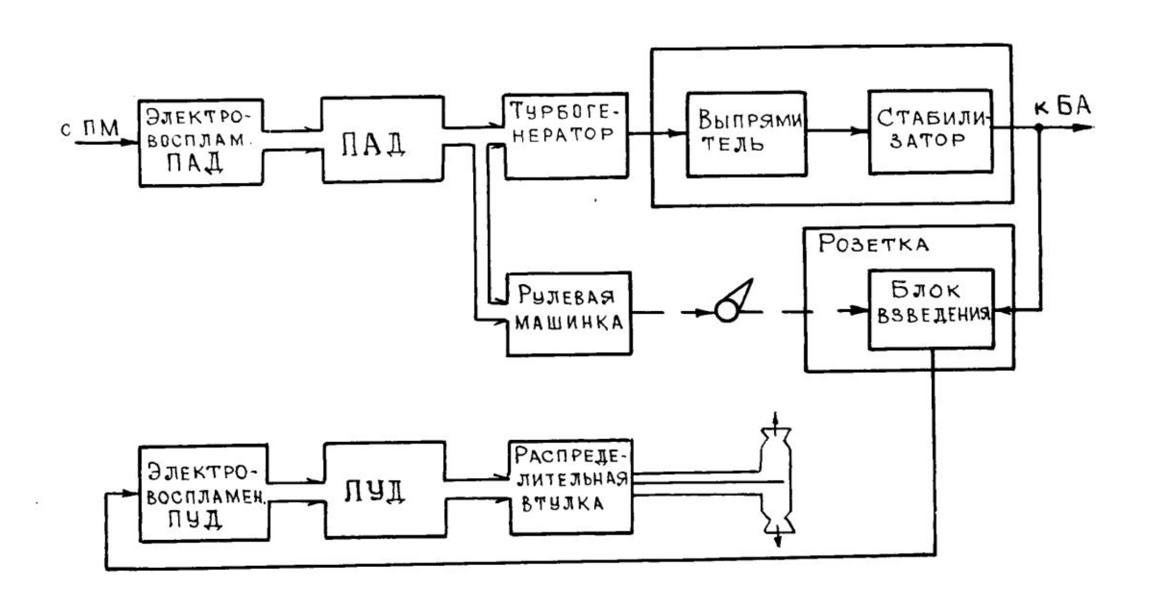


Рис. 4.18. Структурная схема системы энергопитания

4.4.1. Пороховой аккумулятор давления

Пороховой аккумулятор давления (ПАД) предназначен для питания пороховыми газами рулевой машинки и бортового источника питания. ПАД состоит из корпуса *1* (рис. 4.19), представляющего собой камеру сгорания, и фильтра *3*, предназначенного для очистки газа от твердых частиц. Расход газа и параметры внутренней баллистики определяются отверстием дросселя *2*. Внутри ПАД размещаются пороховой заряд *4* и воспламенитель *7*, состоящий из электровоспламенителя *8*, навески пороха *5* и петарды *6*.

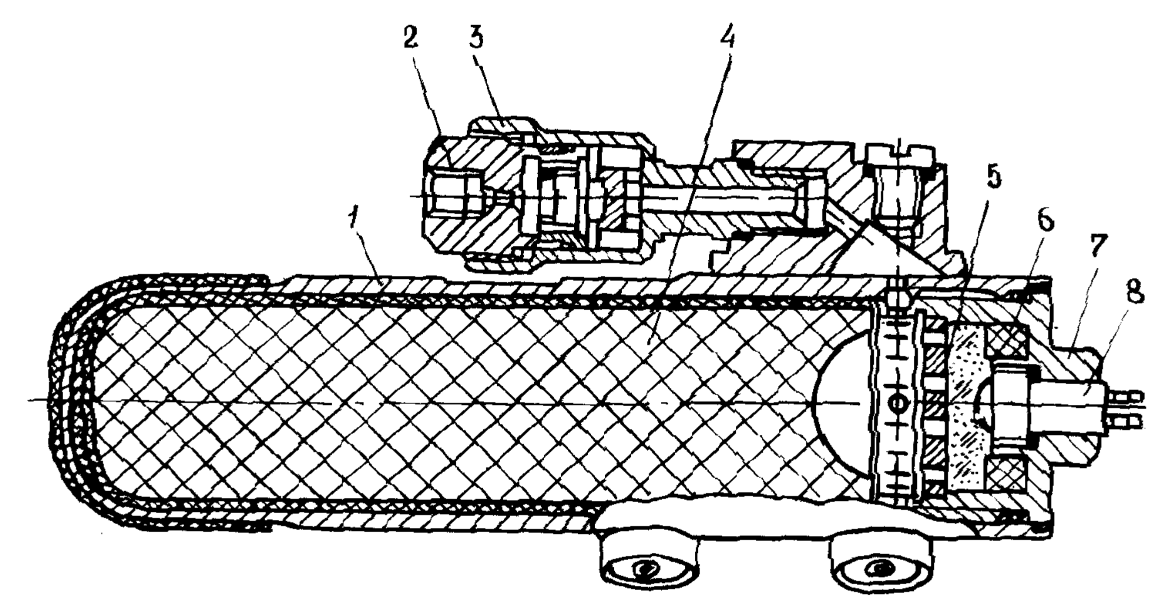


Рис. 4.19. Пороховой аккумулятор давления:
1 – корпус; *2* – дроссель; *3* – фильтр; *4* – пороховой заряд; *5* – навеска пороха; *6* – пиротехническая петарда; *7* – воспламенитель; *8* – электровоспламенитель

Функционирование ПАД происходит следующим образом. Электрический импульс с электронного блока ПМ поступает на электровоспламенитель, от форса пламени которого воспламеняются навеска пороха и пиротехническая петарда, форс пламени которых воспламеняет заряд. При горении заряда выделяются пороховые газы, которые после очистки фильтром поступают в рулевую машинку и турбогенератор бортового источника питания.

Основные характеристики ПАД:

давление в камере сгорания ПАД, кГс/см^2	до 200
давление на выходе дросселя ПАД, кГс/см^2	около 30
время работы ПАД, с	10...11

4.4.2. Розетка

Розетка предназначена для осуществления электрической связи ракеты с пусковой трубой. Она имеет основные и контрольные контакты, размыкатель для подключения конденсаторов С1 и С2 блока взведения к электровоспламенителям взрывателя (ЭВ1 ВЗ) и ПУД (ЭВ ПУД), а также для коммутации плюсового вывода бортового источника питания к конденсаторам С1, С2 взрывателя после вылета ракеты из трубы и раскрытия рулей рулевой машинки (рис. 4.20).

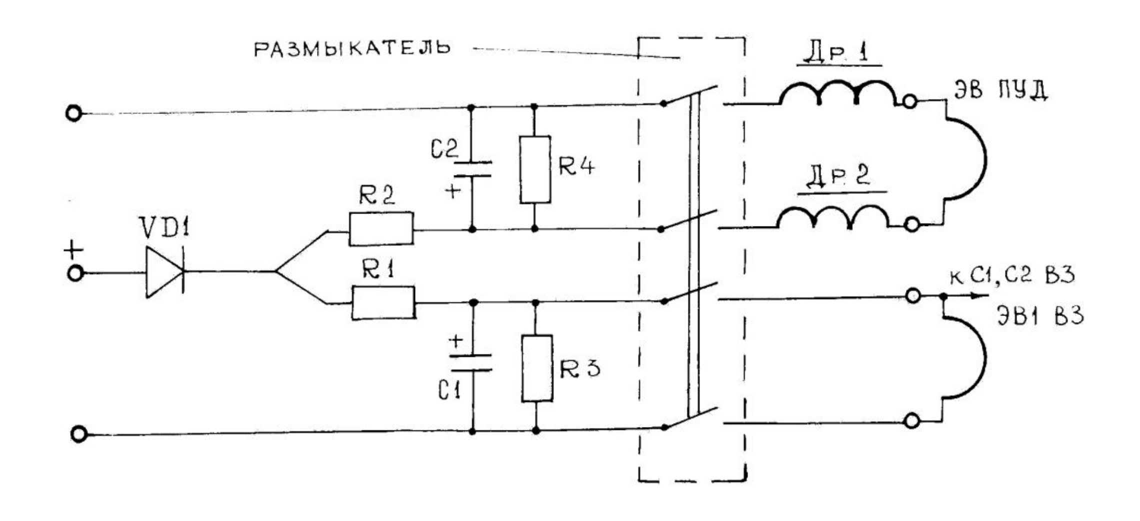


Рис. 4.20. Схема блока взведения

Размещенный в корпусе розетки блок взведения состоит из конденсаторов С1 С2, резисторов R3 и R4, обеспечивающих снятие остаточного напряжения с конденсаторов после проведения проверок или несостоявшегося пуска, резисторов R1 и R2 для ограничения тока в цепи конденсаторов и диода VD1, обеспечивающего развязку цепей бортового источника питания и взрывателя.

Напряжение на блок взведения подается после перевода пускового крючка пускового механизма в положение "до упора" (РАЗРЕШЕНИЕ ПУСКА).

4.4.3. Пороховой управляющий двигатель

Пороховой управляющий двигатель (ПУД) предназначен для газодинамического управления ракетой на начальном участке траектории. ПУД состоит из корпуса *2* (рис. 4.21), представляющего собой камеру сгорания, и переходника *1*. Внутри корпуса расположены пороховой заряд *3* и

воспламенитель *7*, состоящий из электровоспламенителя *6*, навески пороха *4* и пиротехнической петарды *5*. Расход газа и параметры внутренней баллистики определяются дроссельным отверстием в переходнике.

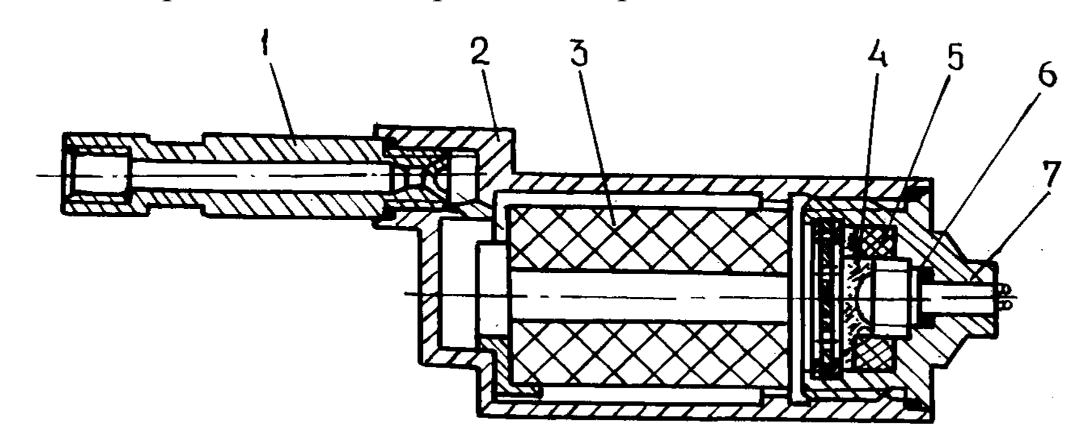


Рис. 4.21. Пороховой управляющий двигатель:
1 – переходник; *2* – корпус; *3* – пороховой заряд; *4* – навеска пороха; *5* – пиротехническая петарда; *6* – электровоспламенитель; *7* – воспламенитель

Пороховой управляющий двигатель функционирует следующим образом. После раскрытия рулей РМ электрический импульс с конденсатора С2 блока взведения (рис. 4.20) поступает на электровоспламенитель, воспламеняющий навеску пороха и петарду, форс пламени которых воспламеняет пороховой заряд. Пороховые газы, проходя через распределительную втулку и одно из сопел (рис. 4.15), расположенных перпендикулярно плоскости рулей РМ, создают управляющую силу требуемой величины и направления.

4.4.4. Бортовой источник питания

Бортовой источник питания (БИП) предназначен для электропитания бортовой аппаратуры ракеты в полете. Источником энергии для БИП являются пороховые газы с ПАД.

Бортовой источник питания состоит из двух самостоятельных блоков: турбогенератора (ТГ) и стабилизатора-выпрямителя (СВ).

Турбогенератор является синхронным однофазным генератором с возбуждением от постоянных магнитов и приводом от одноступенчатой активной турбинки. Он состоит из статора *1* (рис. 4.22), ротора *6*, на оси которого установлена турбинка *3*, и двух крышек *4* и *8*. Статор состоит из корпуса, двух постоянных магнитов *9* и *10*, двух секций электротехнической стали с обмотками *11* и *12*. Ротор *6* представляет собой ось с набором штампованных звездочек из

листовой электротехнической стали. Ось установлена на двух радиальных шарикоподшипниках *5* и *7*. Турбинка *3* крепится на оси ротора.

Принцип действия ТГ основан на прерывании и коммутации магнитного потока пересекающего витки обмотки статора. Коммутатором магнитного потока является ротор ТГ, приводимый во вращение рабочим колесом турбинки при воздействии газов ПАД.

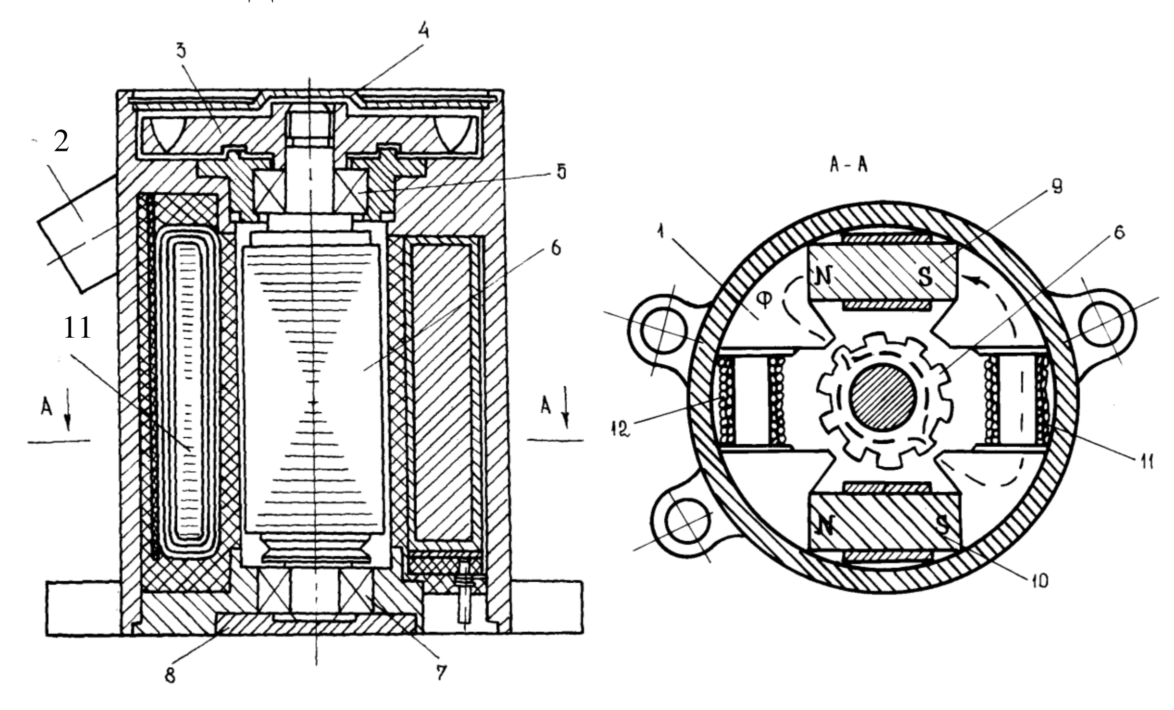


Рис. 4.22. Турбогенератор:
1 – статор; 2 – сопло; *3* – турбинка; *4, 8* – крышки; *5, 7* – подшипники; *6* – ротор; *9, 10* – постоянные магниты; *11, 12* – обмотки статора

Согласно рис. 4.21 при повороте ротора на половину его полюсного деления направление магнитных потоков, проходящих через обмотки статора ТГ, изменится на обратное. Индуктированная ЭДС пропорциональна величине изменения магнитного потока и обратно пропорциональна времени, в течение которого происходит это изменение.

Стабилизатор-выпрямитель служит для преобразования напряжения переменного тока ТГ в заданные номиналы постоянных напряжений БИП и поддержания их стабильности как при изменении скорости вращения ротора ТГ, так и при изменении тока нагрузки, а также регулирования скорости вращения ротора при изменении давления газа на входе в сопло путем создания дополнительной электромагнитной нагрузки на валу турбинки.

Основные характеристики БИП:

время выхода на режим, с	0,6...0,7
время работы БИП, с	10...11

частота переменного тока ТГ, кГц 12...17

постоянное напряжение на выходе СВ, В 80

постоянное стабилизированное напряжение на выходе СВ, В ± 20

Бортовой источник питания функционирует следующим образом. Пороховые газы с ПАД через сопло подаются на лопатки турбинки и приводят ее во вращение вместе с ротором. За счет прерывания магнитного потока статора в его обмотках индуктируется переменная ЭДС, которая подается на вход СВ. С выхода СВ постоянные напряжения подаются в ТГСН и усилитель ДУС. На взрыватель напряжение с БИП поступает после вылета ракеты из трубы и раскрытия рулей рулевой машинки (после срабатывания размыкателя блока взведения).

4.5. Боевое снаряжение ЗУР ПЗРК

Боевое снаряжение предназначено для поражения воздушной цели или нанесения ей повреждений, приводящих к невозможности выполнения ею боевой задачи.

В состав боевого снаряжения ракет 9М39, 9М313 входят (рис. 4.23):

боевая часть (БЧ) типа 9Н312Ф;

взрыватель (ВЗ) типа 9Э249;

взрывной генератор (ВГ);

остатки топлива двигательной установки (ДУ).

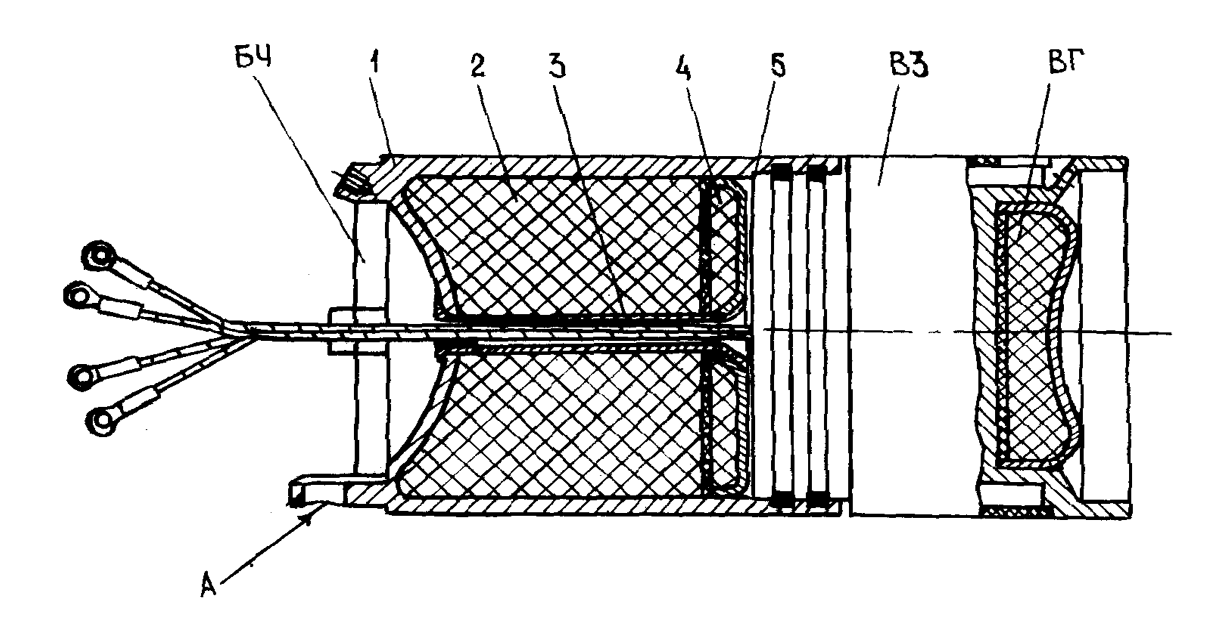


Рис. 4.23. Боевой отсек ЗУР 9М39, 9М313:

БЧ – собственно боевая часть; *ВЗ* – взрыватель; *ВГ* – взрывной генератор; *1* – корпус; *2* – боевой заряд; *3* – трубка; *4* – детонатор; *5* – манжета

Боевая часть 9Н312Ф осколочно-фугасного действия предназначена для создания заданного поля поражения, воздействующего на цель, после получения от взрывателя инициирующего импульса. Она состоит из корпуса *1* (см. рис. 4.23), боевого (разрывного) заряда *2*, детонатора *4* и трубки *3*, в которую уложены провода от рулевого отсека к взрывателю.

На корпусе БЧ имеется бугель *А*, в отверстие которого входит стопор трубы, предназначенный для фиксации ракеты в трубе.

Взрыватель (ВЗ) предназначен для выдачи детонационного импульса на подрыв БЧ при встрече ракеты с целью или по истечении времени самоликвидации, а также для передачи детонационного импульса (через трубку ВЗ) от заряда БЧ к заряду ВГ. ВЗ электромеханического типа, контактного действия, имеет две степени предохранения, которые снимаются только в полете, чем обеспечивается безопасность комплекса при эксплуатации, транспортировании и пуске (рис. 4.24).

В состав ВЗ входят:

предохранительно-детонирующее устройство (ПДУ);

механизм самоликвидации (СЛ);

трубка ВЗ, обеспечивающая передачу детонационного импульса от детонатора БЧ к взрывному генератору;

конденсаторы С1, С2 ВЗ, обеспечивающие накопление зарядов для электровоспламенителей ЭВ2 и ЭВ3;

основной и дублирующий датчики цели ГМД1 и ГМД2;

пусковой электровоспламенитель ЭВ1, обеспечивающий запуск пиротехнического предохранителя ПДУ и механизма самоликвидации после вылета ракеты из трубы;

два боевых электровоспламенителя ЭВ2 и ЭВ3, обеспечивающих формирование форса пламени для срабатывания капсюля-детонатора и пиротехнического замедлителя соответственно;

пиротехнический замедлитель, обеспечивающий задержку срабатывания инициирующего заряда по сигналу с ГМД2;

инициирующий заряд, формирующий импульс срабатывания капсюля-детонатора по форсу пламени пиротехнического замедлителя;

капсюль-детонатор, формирующий детонационный импульс для детонатора ВЗ по сигналу с ЭВ2 или с инициирующего заряда;

детонатор взрывателя, служащий для передачи детонационного импульса от капсюля-детонатора к детонатору боевой части.

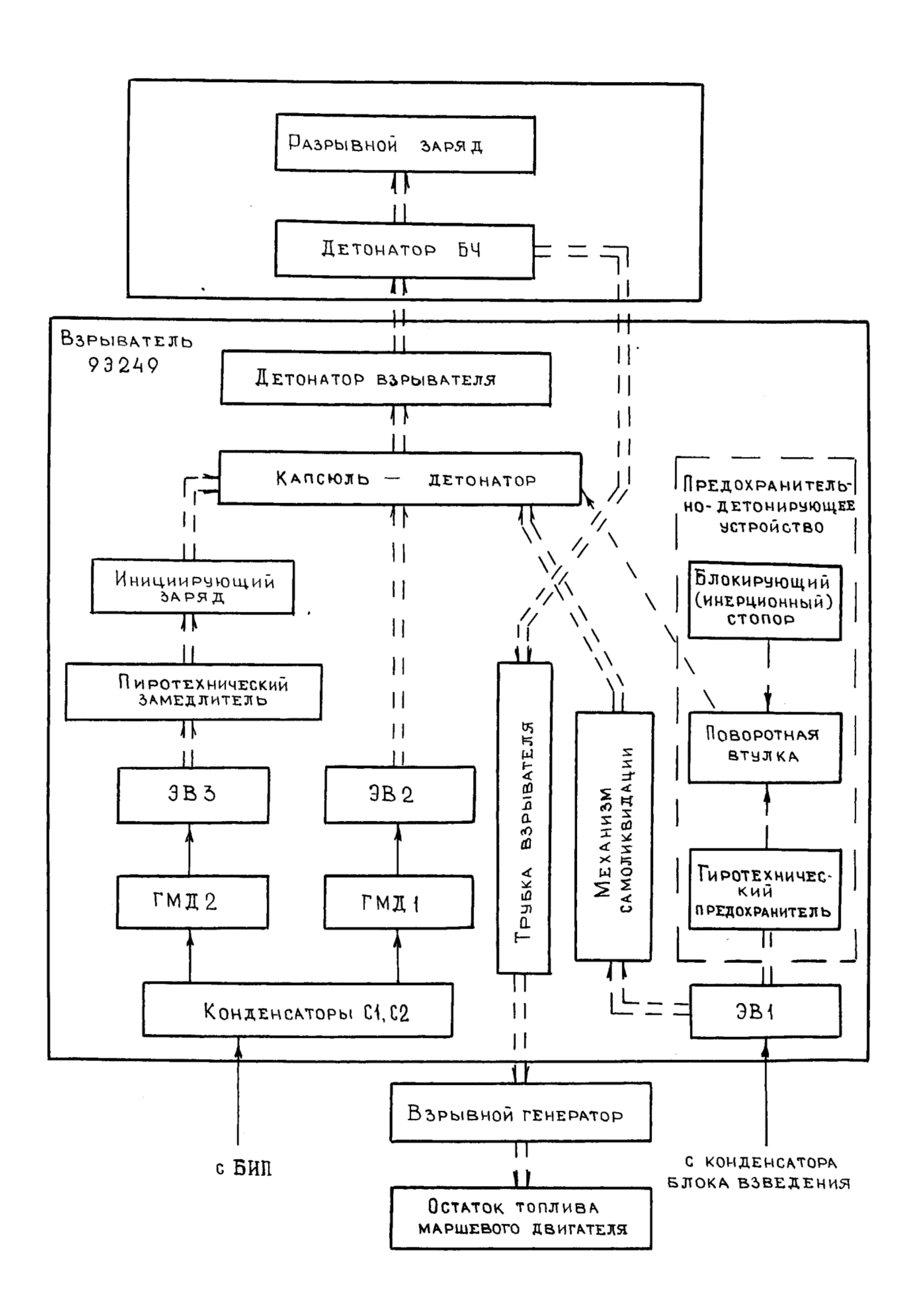


Рис. 4.24. Структурная схема боевого снаряжения ЗУР 9М313, 9М39

Электрическая схема ВЗ 9Э249 представлена на рис. 4.25.

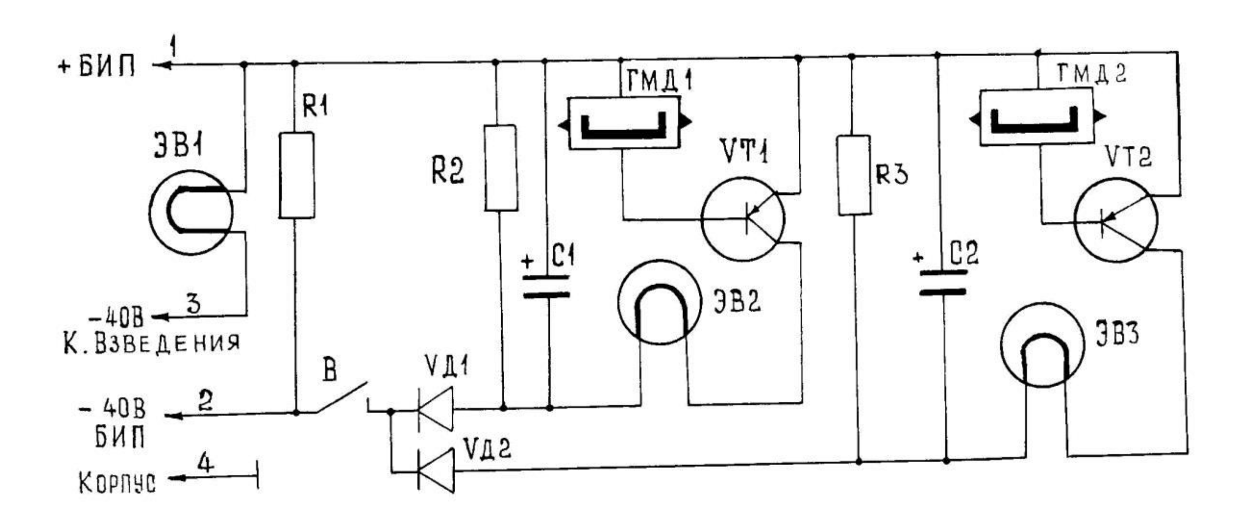


Рис. 4.25. Электрическая схема взрывателя 9Э249

Предохранительно-детонирующее устройство (рис.4.26) предназначено для обеспечения безопасности в обращении с ракетой до момента взведения ВЗ после пуска ракеты.

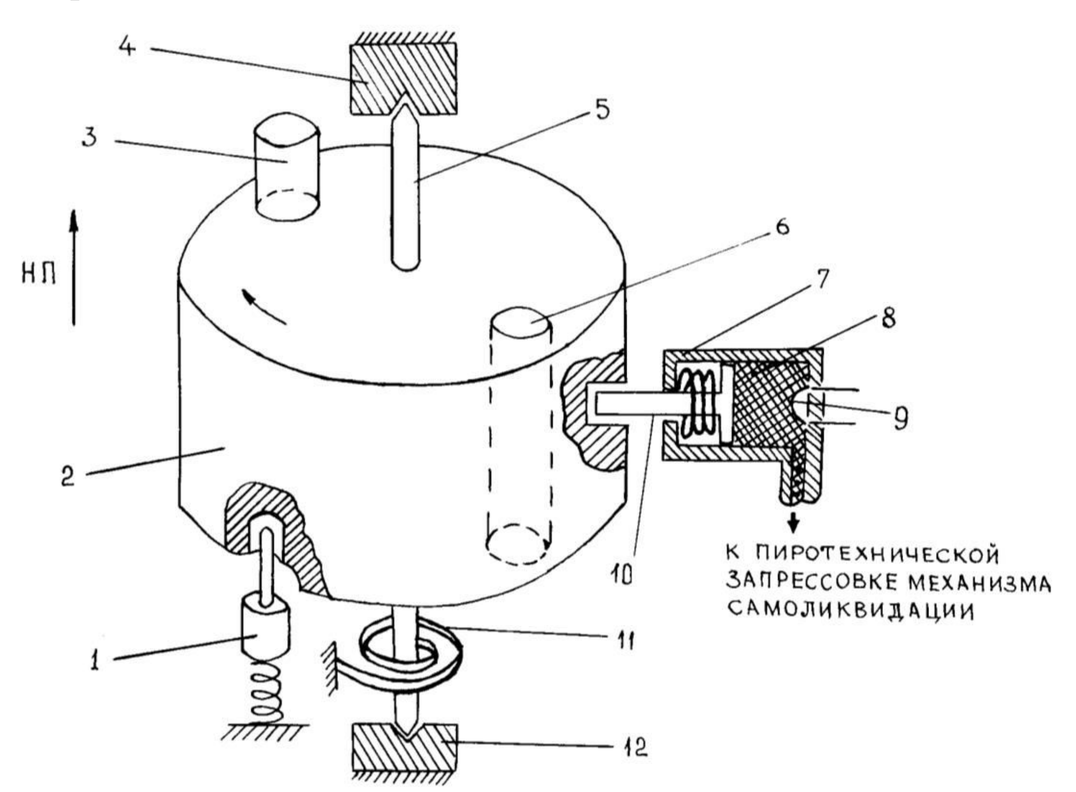


Рис. 4.26. Предохранительно-детонирующее устройство:

1 – блокирующий стопор; *2* – поворотная втулка; *3* – детонатор; *4, 12* – подпятники; *5* – ось втулки; *6* – капсюль-детонатор; *7* – пиротехнический предохранитель; *8* – пиротехническая запрессовка; *9* – электровоспламенитель ЭВ1; *10* – стопор пиротехнического предохранителя; *11* – возвратная пружина

Предохранительно-детонирующее устройство включает в себя пиротехнический предохранитель *7*, поворотную втулку *2* и блокирующий (инерционный) стопор *1*. В поворотной втулке установлен капсюль-детонатор *6*, который в исходном состоянии не находится на одной линии с детонатором ВЗ *3*, т.е. огневая цепь срабатывания детонатора ВЗ разорвана. Кроме того, на цилиндрической поверхности втулки расположены ламели, которые во взведенном состоянии ВЗ замыкают контакты "В" взрывателя (см. рис. 4.25). Поворотная втулка закреплена на оси *5* (см. рис. 4.26) и находится под постоянным воздействием крутящего момента возвратной пружины *11*, которая стремится повернуть втулку по часовой стрелке. В исходном состоянии поворотная втулка удерживается от разворота во взведенное состояние стопором пиротехнического предохранителя *10* и блокирующим стопором *1*.

Механизм самоликвидации (СЛ), предназначен для формирования форса пламени для срабатывания капсюля-детонатора по истечении времени самоликвидации (14...17 с) при промахе ракеты, что приводит к подрыву боевой части. Механизм СЛ представляет собой кольцо с установленной в него пиротехнической запрессовкой, обеспечивающей требуемое время горения. Выходное отверстие механизма СЛ находится на оси капсюль-детонатор – детонатор ВЗ при взведенном положении взрывателя.

Основной датчик цели ГМД1 предназначен для формирования импульса электрического тока при попадании ракеты в цель в момент прохождения взрывателя через металлическую преграду (при ее пробитии) или вдоль нее (при рикошете). ГМД1 установлен на наружной поверхности ВЗ и представляет собой импульсный вихревой магнитоэлектрический генератор (рис. 4.27).

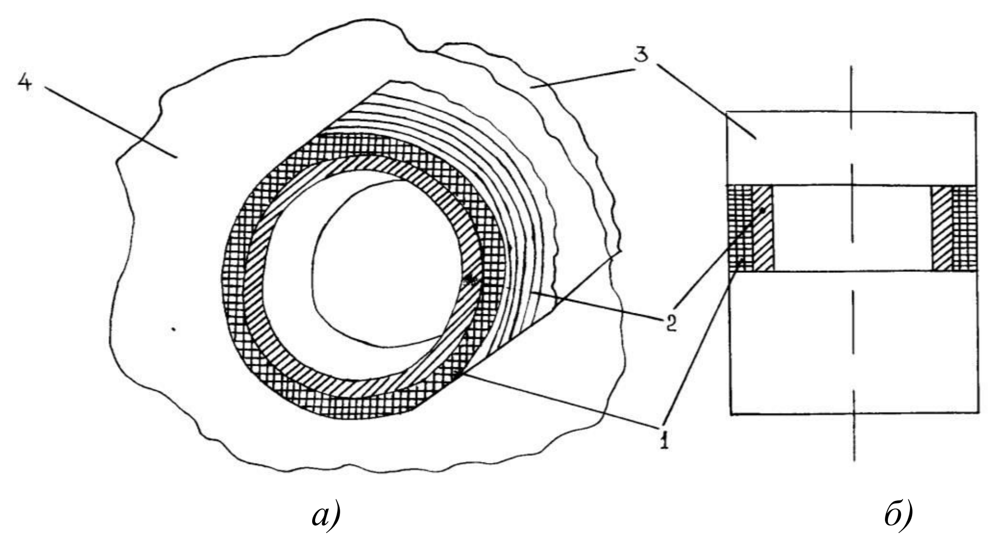


Рис. 4.27. Вихревой магнитоэлектрический генератор ГМД1:
а – при пробитии преграды; *б* – продольный разрез ГМД1; *1* – обмотка ГМД1; 2 – кольцевой магнит; 3 – взрыватель; *4* – металлическая преграда

Конструктивно ГМД1 представляет собой постоянный кольцеобразный магнит 2, вокруг которого расположена обмотка 1. Принцип действия ГМД1 основан на воздействии на его обмотку вихревых токов, наводимых в металлической преграде при перемещении через (или вдоль) нее постоянного магнита 2. При перемещении обмотки 1 относительно магнитного поля, создаваемого вихревыми токами преграды, в обмотке индуктируется импульс ЭДС, под действием которой открывается транзистор VT1 (см. рис. 4.25), что приводит к протеканию тока через ЭВ2.

Дублирующий датчик цели ГМД2 предназначен для формирования импульса электрического тока при столкновении ракеты с целью с относительной скоростью не менее 80 м/с. ГМД2 установлен внутри взрывателя и представляет собой импульсный волновой магнитоэлектрический генератор (рис. 4.28).

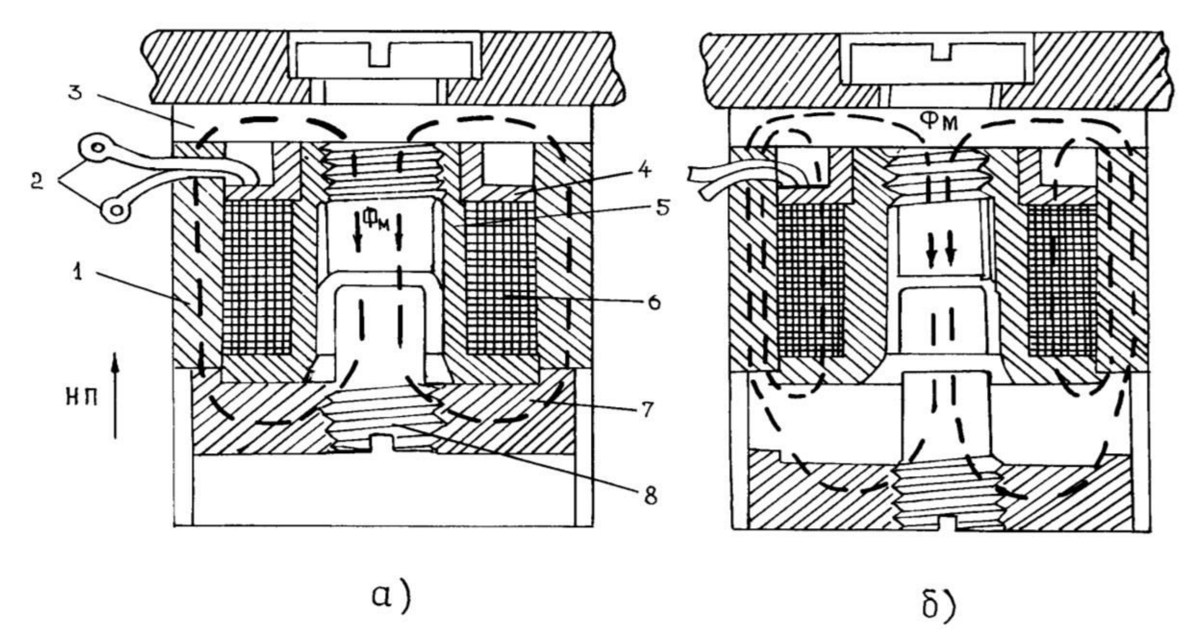


Рис. 4.28. Волновой магнитоэлектрический генератор ГМД2:
а – до встречи ракеты с целью; *б* – при встрече ракеты с целью; *1* – постоянный магнит; *2* – выводы обмотки; *3* – ярмо; *4* – монтажная колодка; *5* - каркас катушки; *6* – обмотка катушки; *7* – якорь; *8* – сердечник; *НП* – направление полета ЗУР; $Ф_м$ – цепь потока постоянного магнита

В состав ГМД2 входят: магнит *1*, установленный на ярмо *3*, якорь *7* с ввинченным в него сердечником *8* и катушка, состоящая из каркаса *5* и обмотки *6*. Обмотка *6* имеет выводы *2* для подключения к электрической цепи ВЗ (см. рис. 4.25). Принцип действия ГМД2 заключается в следующем. До встречи ракеты с целью магнитный поток постоянного кольцеобразного магнита $Ф_м$ замыкается через ярмо, сердечник и якорь (см. рис. 4.28, *а*). Так как при полете ракеты якорь удерживается около магнита силой магнитного притяжения, величина которой регулируется ввинченным в него сердечником *8*, то магнитная цепь не изменяется и в обмотке ГМД2 ЭДС не наводится. Под действием волн упругих деформаций, возникающих в ракете при встрече с целью или с преградой, якорь ГМД2 отрывается в направлении противоположном направлению полета (НП), происходит разрыв магнитной цепи и в обмотке индуктируется ЭДС (см. рис. 4.28, *б*). Под действием этой ЭДС в обмотке протекает импульс тока, который открывает транзистор VT2 (см. рис. 4.25), что приводит к срабатыванию электровоспламенителя ЭВ3 ВЗ.

Взрывной генератор (ВГ) обеспечивает формирование детонационного импульса для подрыва несгоревшей части топлива маршевого заряда и создания дополнительного поля поражения. Он представляет собой чашку с запрессованным в нее составом взрывчатого вещества, расположенную в задней

части корпуса взрывателя, непосредственно примыкающей к двигательной установке.

Основные характеристики боевого снаряжения:

масса боевого отсека, кг	1,25
масса осколков, кг	0,4
масса взрывчатого вещества, кг	0,38
масса одного осколка, кг	до 0,005
общее число осколков	около 860
угол разлета осколков, град	52
средняя скорость разлета осколков, м/с	2000
время взведения ВЗ после вылета ракеты из трубы, с	1...1,9
время самоликвидации ЗУР после ее вылета из трубы, с	14...17

При пуске ракеты боевое снаряжение функционирует следующим образом. После вылета ракеты из трубы замыкаются контакты размыкателя розетки (см. рис. 4.20) и напряжение с конденсатора С1 блока взведения поступает на ЭВ1, от форса пламени которого одновременно зажигаются пиротехнический предохранитель ПДУ и пиротехническая запрессовка механизма самоликвидации.

В полете под действием осевого ускорения, создаваемого маршевым двигателем, блокирующий (инерционный) стопор ПДУ проседает вниз и не препятствует развороту втулки в боевое положение (см. рис. 4.26). Этим снимается первая ступень предохранения. Если на участке дальнего взведения осевая сила инерции, действующая на стопор при полете ракеты с ускорением, значительно уменьшится, то стопор поднимается в верхнее положение и застопорит втулку. В этом случае по окончании времени дальнего взведения поворотная втулка останется в исходном положении, а огневая и электрические цепи останутся разомкнутыми.

Через 1...1,9 с после пуска ракеты прогорает пиротехнический предохранитель и поворотная втулка под действием возвратной пружины разворачивается в боевое положение. При этом замыкаются огневая (ось капсюля-детонатора совмещается с осью детонатора ВЗ) и электрическая (контакты "В") цепи. Взрыватель находится во взведенном положении и готов к действию. Этим снимается вторая ступень предохранения. В это же время продолжает гореть пиротехническая запрессовка механизма самоликвидации, а БИП подпитывает конденсаторы С1 и С2 ВЗ на всем протяжении полета.

В случае прямого попадания ракеты в цель при прохождении ГМД1 мимо среза металлической преграды, при пробитии или вдоль нее при рикошете, в обмотке ГМД1 под воздействием вихревых токов, наводимых в металлической

преграде при перемещении в ней (или около нее) постоянного магнита ГМД1, формируется импульс электрического тока. Этот импульс через транзистор VT1 (см. рис. 4.25) поступает на ЭВ2, от которого последовательно срабатывают капсюль-детонатор, детонатор ВЗ, детонатор БЧ и разрывной заряд БЧ (см. рис. 4.24). Детонационный импульс детонатора БЧ, кроме того, через взрывчатое вещество трубки ВЗ передается к ВГ, происходит срабатывание ВГ и подрыв остатков маршевого заряда двигательной установки при их наличии.

При прямом попадании ракеты в цель срабатывает, кроме того, дублирующий датчик цели ГМД2 (см. рис. 4.28). Под действием волн упругих деформаций, возникающих в ракете при встрече с преградой, якорь ГМД2 отрывается от магнита, происходит разрыв магнитной цепи, в обмотке ГМД2 формируется импульс электрического тока, который через транзистор VT2 (см. рис. 4.25) подается на ЭВ3. От форса пламени ЭВ3 поджигается пиротехнический замедлитель (см. рис. 4.24), время горения которого превышает время, необходимое для подхода основного датчика цели (ГМД1) к преграде. При прогорании замедлителя срабатывает инициирующий заряд, вызывая последовательное срабатывание капсюля-детонатора, детонаторов ВЗ, БЧ, разрывного заряда БЧ и остатков топлива при их наличии.

В случае промаха ракеты капсюль-детонатор срабатывает от форса пламени после прогорания пиротехнической запрессовки механизма самоликвидации (через 14...17 с), вызывая последовательное срабатывание детонаторов ВЗ, БЧ и подрыв БЧ с ВГ для самоликвидации ракеты.

Отличительные особенности боевого снаряжения ЗУР 9М32М и 9М36

Боевое снаряжение ЗУР 9М32М и 9М36, состоящее из боевой части 9Н15М и взрывателей соответственно 9Э22М и 9Э240, имеет некоторое отличие от боевого снаряжения ЗУР 9М39 и 9М313, рассмотренного выше. В его составе отсутствуют: взрывной генератор, трубка ВЗ, ГМД1, пиротехнический замедлитель и инициирующий заряд (рис. 4.29).

Кроме того, некоторые отличия имеются в конструкции ПДУ, контактного датчика цели и наименовании элементов взрывателя.

Боевая часть 9Н15М осколочно-фугасно-куммулятивного действия не имеет существенных конструктивных отличий от БЧ 9Н312Ф.

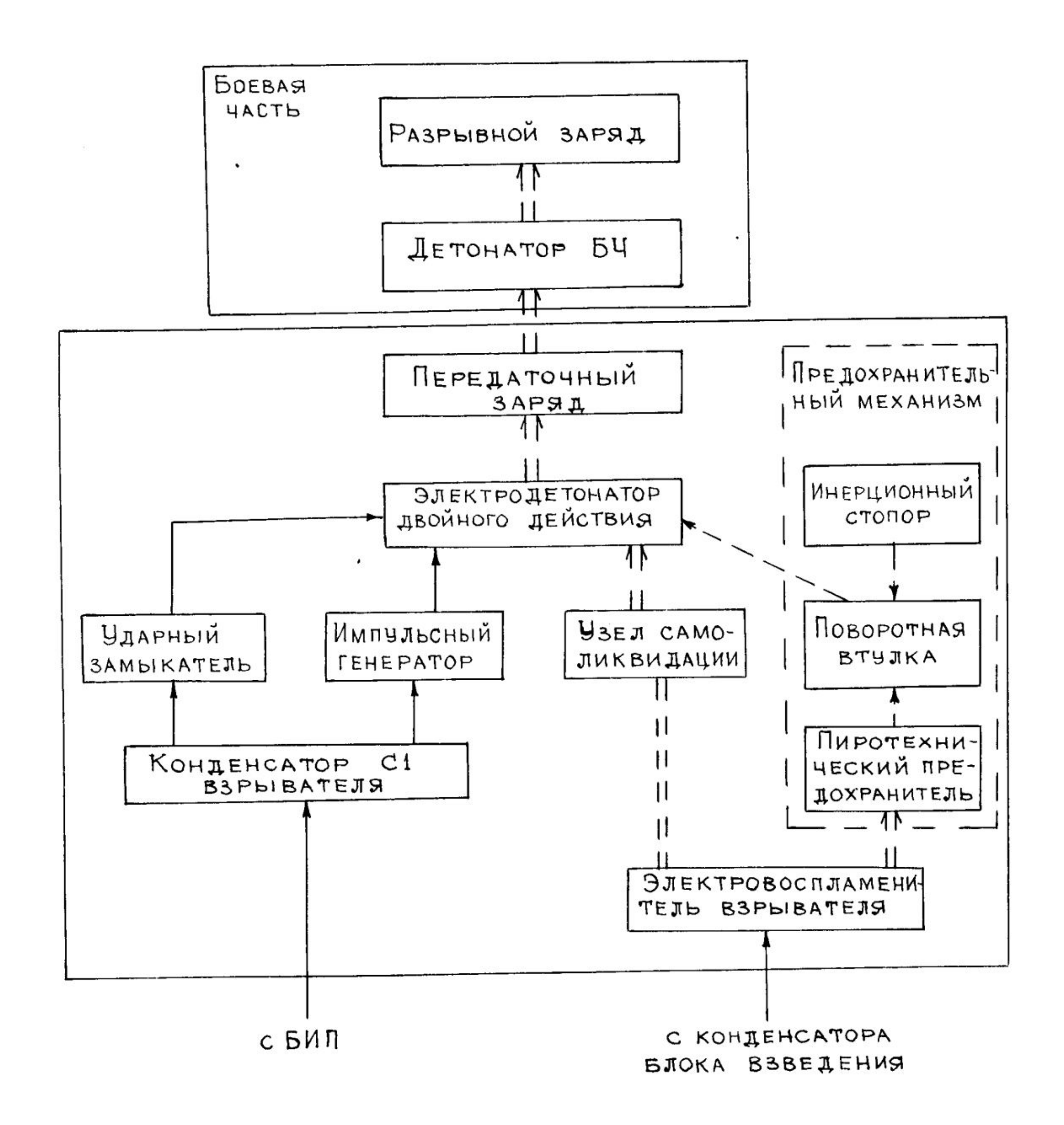


Рис. 4.29. Структурная схема боевого снаряжения ЗУР 9М32М и 9М36

В поворотной втулке ПДУ расположен не капсюль-детонатор, а электродетонатор двойного действия (ЭД ДД), формирующий детонационный импульс для передаточного заряда, установленного вместо детонатора ВЗ. Электродетонатор двойного действия срабатывает как от импульса электрического тока, так и от форса пламени узла самоликвидации. Кроме того, на цилиндрической части поворотной втулки ПДУ расположены ламели контактной группы КПЗ, формирующие электрическую цепь срабатывания ВЗ при повороте втулки в боевое положение (рис. 4.30).

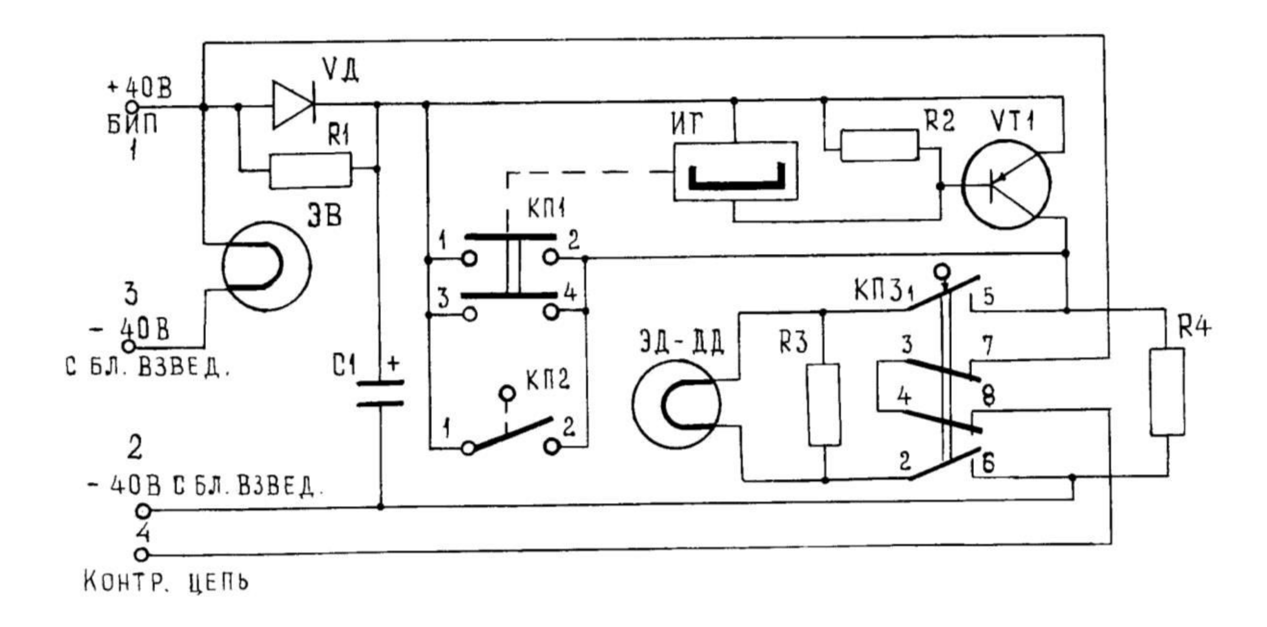


Рис. 4.30. Электрическая схема взрывателя 9Э22М ЗУР 9М32М

Электрическая схема взрывателя 9Э240 ЗУР 9М36 в отличии от взрывателя 9Э22М имеет дополнительный вывод *5* (КОНТРОЛЬНАЯ ЦЕПЬ), который соединен с контактом *7* контактной группы КП3 и корпусом взрывателя. В взрывателе 9Э240 отсутствует контактная группа КП2.

Контактный датчик цели представляет собой единую конструкцию, состоящую из волнового магнитоэлектрического генератора и ударного замыкателя (рис. 4.31).

Конструкция волнового магнитоэлектрического генератора не отличается от конструкции ГМД2 ВЗ ЗУР 9М39. Дополнительным элементом его является ударный замыкатель, состоящий из четырех ламелей, соединенных попарно и представляющих контактную группу КП1. Ламели контактной группы КП1 замыкаются якорем-замыкателем волнового магнитоэлектрического генератора, который перемещается в сторону ламелей при ударе ракеты о цель и разрыве магнитной цепи. Кроме того, в задней части ВЗ 9Э22М, примыкающей к двигательной установке, на монтажной колодке *7* (рис. 4.32) установлена контактная группа КП2, состоящая из двух колпачков *3* и *5* , изолированных друг от друга прокладкой *4*. При встрече ракеты с целью под действием сил инерции двигательная установка разрушает втулку *2*, которая сминает колпачки *3* и *5* до упора в упорную втулку *8*, что приводит к замыканию цепи между колпачками *3* и *5* (контактов КП2).

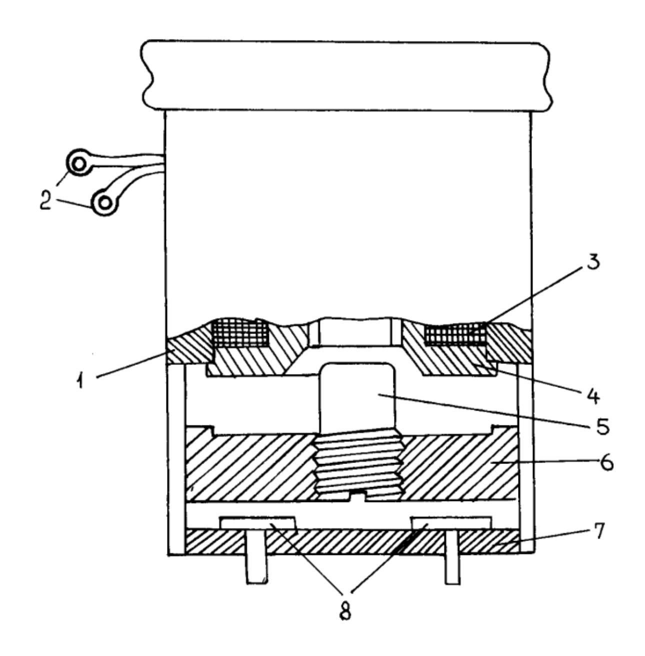


Рис. 4.31. Контактный датчик цели взрывателя 9Э22М:
1 – постоянный магнит; 2 – выводы обмотки; *3* – обмотка; *4* – каркас катушки; *5* – сердечник; *6* – якорь-замыкатель; *7* – изоляционная втулка;
8 – ламели контактной группы КП1

Боевое снаряжение ЗУР 9М32М, 9М36 и 9М39 до момента взведения взрывателя функционирует одинаково.

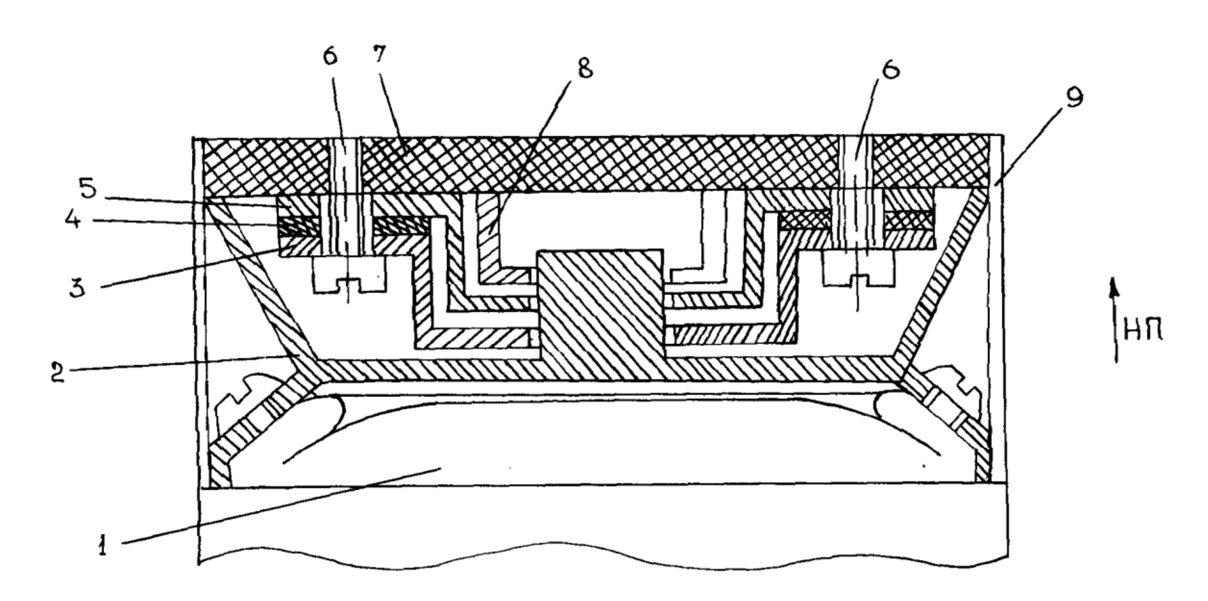


Рис. 4.32. Контактная группа КП2:
1 – корпус двигательной установки; *2* – втулка; *3, 5* – колпачки контактной группы КП2; *4* – изоляционная прокладка; *6* – крепежные винты; *7* – монтажная колодка; *8* – упорная втулка; *9* – корпус взрывателя

При развороте втулки ПДУ в боевое положение электродетонатор двойного действия (ЭД ДД) совмещается с передаточным зарядом (см. рис. 4.29). Кроме того, выводы ЭД ДД с помощью контактной группы КП3 подключаются к электрической цепи взрывателя (см. рис. 4.30).

При встрече ракеты с целью в обмотке волнового магнитоэлектрического генератора возникает импульс электрического тока, который усиливается транзистором VT1 и подается на ЭД ДД, вызывая его срабатывание (см. рис. 4.30). От ЭД ДД последовательно детонируют передаточный заряд, детонатор БЧ, разрывной заряд БЧ. Детонация разрывного заряда вызывает разрыв стенок корпуса БЧ на осколки, поражая цель в радиальном направлении фугасным и осколочным действием. В осевом направлении образуется кумулятивная струя, которая дробит узлы и детали впереди расположенных отсеков ракеты и направляет их в виде пучка осколков на цель, нанося ей дополнительное поражение.

Во взрывателе предусмотрены еще две цепи подачи электрического импульса с конденсатора С1 ВЗ на ЭД ДД:

якорь волнового магнитоэлектрического генератора продолжая движение, замыкает ламели контактной группы КП1;

при разрушении ВЗ происходит замыкание колпачков контактной группы КП2.

По истечении 14...17 с происходит прогорание пиротехнической запрессовки кольца самоликвидации и ЭД ДД срабатывает от форса пламени.

4.6. Двигательная установка ракет 9М39 (9М313)

Твердотопливная двигательная установка (ДУ) предназначена для выброса ракеты из трубы, придания ей необходимой угловой скорости вращения относительно продольной оси ракеты, разгона ее до маршевой скорости и поддержание этой скорости в полете.

Конструктивно ДУ состоит из стартового двигателя (СД), двухрежимного однокамерного маршевого двигателя (МД) и лучевого воспламенителя замедленного действия (рис. 4.33). На сопловом блоке маршевого двигателя крепится крыльевой блок.

Стартовый двигатель предназначен для выброса ракеты из трубы со скоростью 28 м/с и придания ей необходимой угловой скорости вращения (γ = 20 об/с). Он состоит (рис. 4.34) из камеры *8*, стартового заряда *6*, воспламенителя стартового заряда *7*, диафрагмы *5*, диска *2*, газоподводящей

трубки *1* и соплового блока *4*. Стартовый заряд представляет собой трубчатые пороховые шашки, свободно установленные в кольцевом объеме камеры. Воспламенитель стартового заряда состоит из корпуса, в котором размещены электровоспламенитель и навеска пороха.

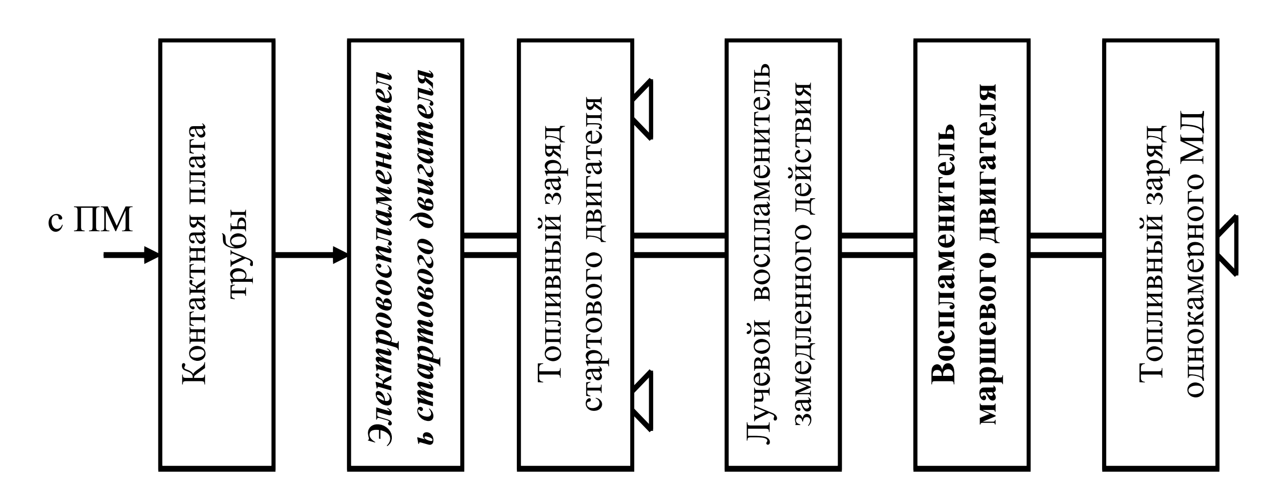


Рис. 4.33. Структурная схема двигательной установки

Диск и диафрагма обеспечивают крепление заряда при работе с комплексом и его транспортировании. Сопловой блок имеет шесть (семь) сопел, расположенных под углом около 8^0 к продольной оси ракеты (для придания ей угловой скорости вращения при работе СД). Для обеспечения герметичности камеры ДУ при эксплуатации и создания необходимого давления при воспламенении стартового заряда в сопла устанавливаются заглушки *3*.

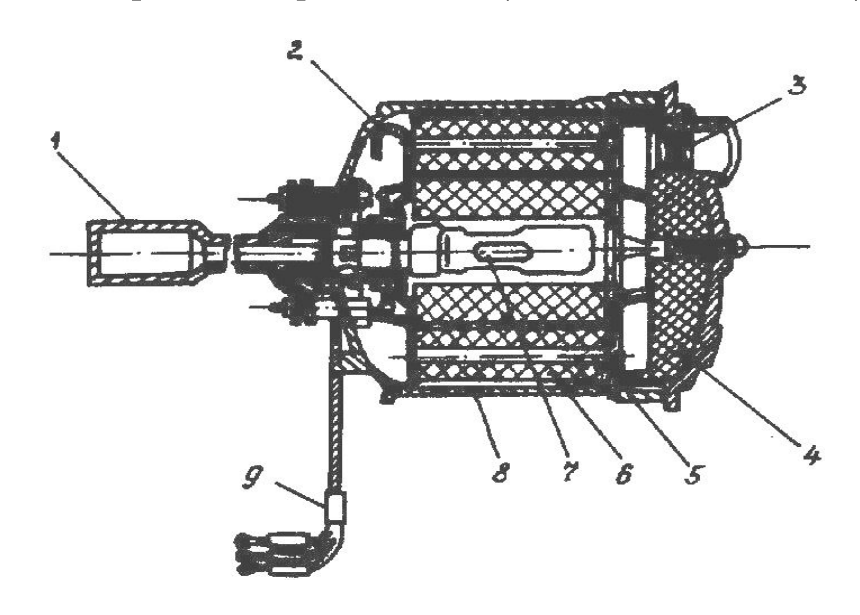


Рис. 4.34. Стартовый двигатель:

1 – газоподводящая трубка; *2* – диск; *3* – заглушка; *4* – сопловой блок; *5* – диафрагмма; *6* – стартовый заряд; *7* – воспламенитель стартового заряда; *8* – камера; *9* – наконечники проводов

Газоподводящая трубка *1* служит для стыковки СД с сопловой частью МД. Она надевается на корпус лучевого воспламенителя замедленного действия, расположенного в предсопловом объеме МД. Такое соединение обеспечивает передачу огневого импульса на лучевой воспламенитель.

Электрическая связь электровоспламенителя СД с пусковой трубой осуществляется через наконечники проводов *9*, подсоединенных к контактной плате трубы.

Двухрежимный однокамерный МД (рис. 4.35) предназначен для разгона ракеты до средней маршевой скорости 570 м/с на первом режиме работы и поддержания этой скорости на траектории полета на втором режиме. Он состоит из камеры *3*, маршевого заряда *4*, воспламенителя маршевого заряда *5* и соплового блока *6*.

В переднюю часть камеры ввинчивается дно *1* с посадочными местами для стыковки ДУ и боевого отсека. Для получения требуемых режимов горения часть заряда бронирована по наружной поверхности, а часть оголена. Для увеличения площади горения во втором режиме работы МД часть заряда армирована шестью проволочками *2*, обеспечивающими местный нагрев и кратерное горение заряда в районе проволочек. Для обеспечения герметичности камеры ДУ и создания необходимого давления газов при воспламенении маршевого заряда на сопловом блоке устанавливается заглушка *8*, которая разрушается и сгорает при воздействии пороховых газов МД. На внешней части соплового блока имеются резьбовые отверстия А для крепления крыльевого блока к ДУ.

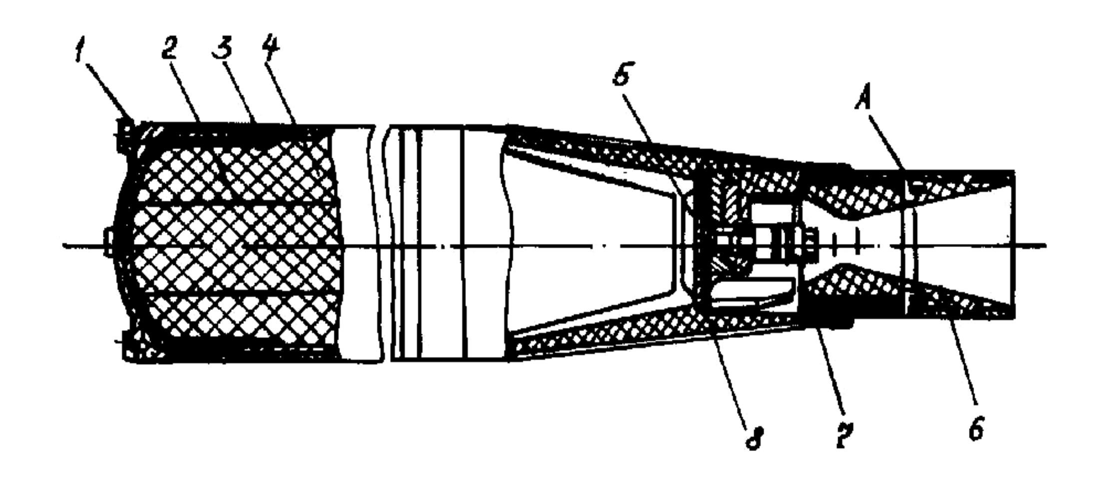


Рис. 4.35. Маршевый двигатель:

1 – дно; *2* – проволочки; *3* – камера; *4* – маршевый заряд; *5* – воспламенитель; *6* – сопловой блок; *7* – лучевой воспламенитель замедленного действия; *8* – заглушка; *А* – резьбовое отверстие

Лучевой воспламенитель замедленного действия (рис. 4.36) предназначен для воспламенения порохового заряда маршевого двигателя на безопасном от стрелка-зенитчика расстоянии.

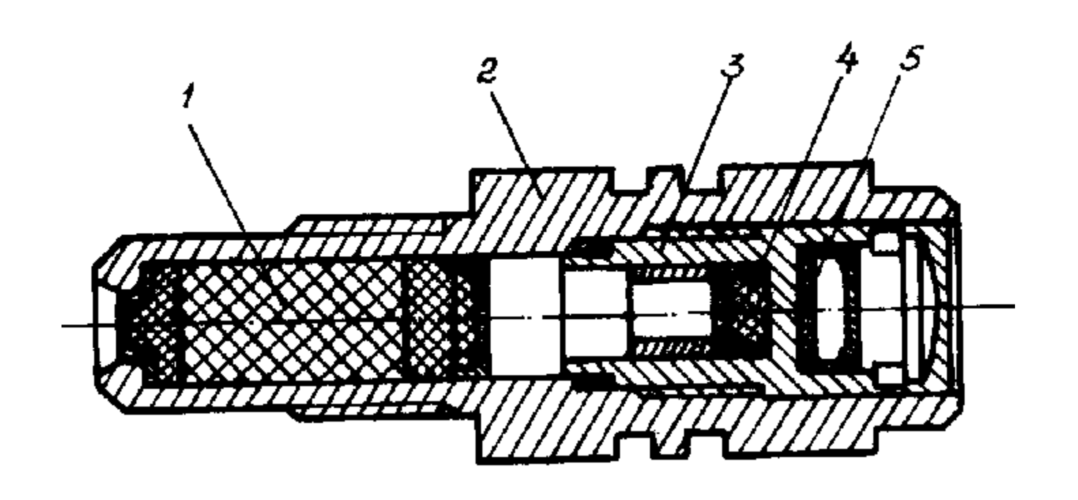


Рис. 4.36. Лучевой воспламенитель замедленного действия:
1 – пиротехнический замедлитель; *2* – корпус; *3* – втулка; *4* – передаточный заряд; *5* – детонирующий заряд

За время его срабатывания, равное 0,33...0,5 с, ракета удаляется от стрелка-зенитчика на расстояние не менее 5,5 м. Это предохраняет стрелка-зенитчика от воздействия струи пороховых газов маршевого двигателя.

Лучевой воспламенитель замедленного действия представляет собой корпус *2*, в котором размещены пиротехнический замедлитель *1* и передаточный заряд *4* во втулке *3*. С другой стороны во втулку впрессован детонирующий заряд *5*. От пороховых газов СД детонирующий заряд воспламеняется, и ударная волна, образованная при детонации, передается через стенку втулки и воспламеняет передаточный заряд, который зажигает пиротехнический замедлитель. От пиротехнического замедлителя поджигается воспламенитель маршевого заряда, который поджигает маршевый заряд.

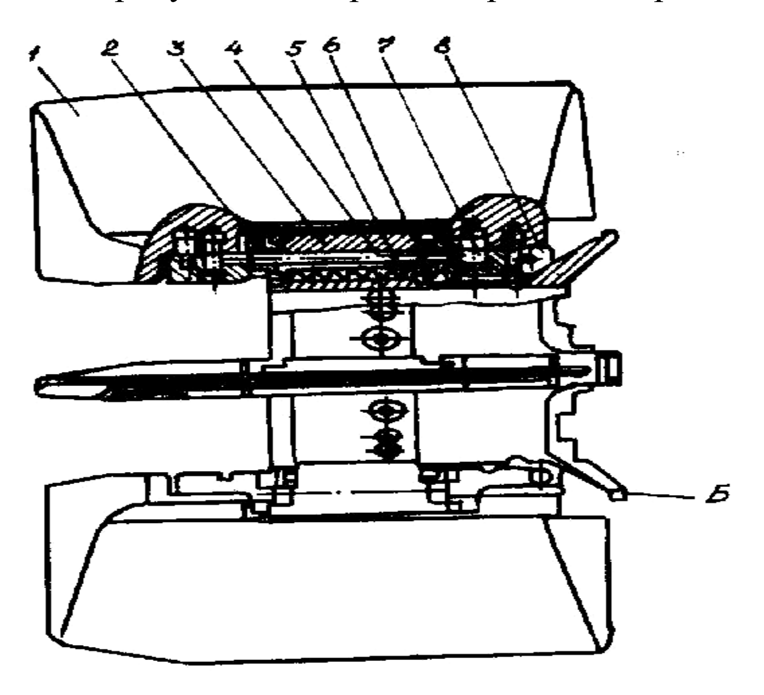
Лучевой воспламенитель замедленного действия представляет собой корпус *2*, в котором размещены пиротехнический замедлитель *1* и передаточный заряд *4* во втулке *3*. С другой стороны во втулку впрессован детонирующий заряд *5*. От пороховых газов СД детонирующий заряд воспламеняется, и ударная волна, образованная при детонации, передается через стенку втулки и воспламеняет

передаточный заряд, который зажигает пиротехнический замедлитель. От пиротехнического замедлителя поджигается воспламенитель маршевого заряда, который поджигает маршевый заряд.

Двигательная установка функционирует следующим образом. При подаче электрического импульса с электронного блока пускового механизма на электровоспламенитель стартового заряда срабатывает воспламенитель стартового заряда, а затем стартовый заряд. Под действием реактивной силы, создаваемой СД, ракета вылетает из трубы с необходимой угловой скоростью вращения относительно продольной оси. Стартовый двигатель заканчивает работу в пусковой трубе и задерживается в ней. От пороховых газов, образовавшихся в камере сгорания СД, срабатывает лучевой воспламенитель замедленного действия, поджигающий воспламенитель маршевого заряда, от которого воспламеняется маршевый заряд на безопасном для стрелка-зенитчика расстоянии.

Первый режим работы МД обеспечивается горением заряда по наружной не забронированной поверхности и по торцу. Второй режим его работы обеспечивается торцевым кратерным горением заряда. Реактивная сила тяги, создаваемая МД, разгоняет ракету до маршевой скорости на первом режиме его работы и поддерживает эту скорость на траектории полета на втором режиме.

Крыльевой блок (рис. 4.37) предназначен для аэродинамической стабилизации ракеты в полете, создания подъемной силы при наличии углов атаки и поддержания требуемой скорости вращения ракеты относительно



продольной оси.

Рис. 4.37. Крыльевой блок:

1 – пластина; *2* – передний вкладыш; *3* – корпус; *4* – ось; 5 – пружина; *6* – стопор; *7* – винт; *8* – задний вкладыш; *Б* – выступ

Он состоит из корпуса *3*, четырех складывающихся крыльев и механизма их стопорения. Складывающееся крыло включает пластину *1*, которая крепится двумя винтами *7* к вкладышам *2* и *8*, надетым на ось *4*, размещенную в отверстии корпуса.

Механизм стопорения состоит из двух стопоров *6* и пружины *5*. С помощью пружины *5* стопоры разжимаются и запирают крыло при раскрытии. В исходном состоянии крылья находятся в сложенном положении и раскрываются под действием центробежных сил при вылете вращающейся ракеты из трубы. Для поддержания требуемой скорости вращения ракеты пластины крыльев развернуты относительно продольной оси крыльевого блока (ракеты) на необходимый угол (около 2^0).

Крыльевой блок винтами крепится на сопловом блоке МД. На корпусе крыльевого блока имеется четыре выступа *Б* для соединения его со стартовым двигателем с помощью разжимного кольца.

Особенности устройства двигательной установки ракет 9М32М (9М36)

Твердотопливная ДУ предназначена для выброса ракеты из трубы, придания ей необходимой угловой скорости вращения, разгона до средней скорости 500 м/с и поддержания этой скорости в полете. Двигательная установка состоит из выбрасывающего (стартового) и двухрежимного маршевого двигателей и лучевого воспламенителя замедленного действия. Основные отличия данной ДУ от ДУ ракет 9М39 (9М313) заключаются в следующем:

выбрасывающий двигатель (ВД) выполнен в едином блоке с МД и не отделяется от него после окончания своей работы;

сопловой блок МД имеет отличия в форме и конструкции;

изменены конструкция и форма крыльев крыльевого блока.

Контрольные вопросы

1. Назвать особенности аэродинамической схемы ЗУР ПЗРК различных модификаций и компоновку ЗУР 9М39.
2. Перечислить основные технические характеристики тепловых головок самонаведения ЗУР ПЗРК.
3. Каковы летно-технические характеристики ЗУР ПЗРК?

4. Пояснить сущность времяимпульсной модуляции лучистого потока и ее преимущество перед непрерывной модуляцией.

5. Назначение электронного блока СКЦ и его элементов.

6. Пояснить назначение и принцип действия схемы переключения СКЦ.

7. Назначение усилительно-преобразовательных элементов ТГСН 9Э410 и их функционирование в режиме “Слежение”.

8. Обосновать необходимость схемы ближней зоны СКЦ и пояснить ее функционирование.

9. Перечислить состав вспомогательных элементов СКЦ и объяснить их назначение.

10. Пояснить функционирование системы разгона ротора гироскопа СКЦ.

11. Объяснить функционирование системы электрического арретирования СКЦ.

12. Пояснить функционирование СКЦ от момента включения питания до перевода его в режим “Слежение”.

13. Назначение и задачи, решаемые УВК ЗУР 9М39.

14. Назначение, состав и функционирование схемы смещения.

15. Назначение, состав и функционирование схемы управления полетом на начальном участке.

16. Назвать состав и пояснить назначение элементов автопилота.

17. Назначение и функционирование датчика угловых скоростей ЗУР 9М39.

18. Каковы назначение, состав и технические характеристики системы энергопитания ЗУР 9М39?

19. Пояснить назначение, состав, технические характеристики и функционирование порохового аккумулятора давления.

20. Назначение, состав, технические характеристики и функционирование бортового источника питания.

21. Каковы назначение, состав и технические характеристики боевого снаряжения ЗУР 9М39?

22. Назначение, состав и функционирование взрывателя 9Э249.

23. Объяснить условия снятия ступеней предохранения взрывателя 9Э249.

24. Пояснить отличительные особенности (конструктивные и функционирования) контактных датчиков цели ГМД1 и ГМД2.

25. Назначение, состав, технические характеристики и функционирование двигательной установки ракеты 9М39.

5. ПУСКОВЫЕ СРЕДСТВА ПЗРК

К пусковым средствам комплекса "Игла" ("Игла-1") относятся: пусковая труба (ПТ) 9П39 (9П322); наземный блок питания (НБП) 9Б238; пусковой механизм (ПМ) 9П516-1 (9П519-1) с встроенным НРЗ 1Л14-1.

5.1. Пусковая труба

5.1.1. Пусковая труба 9П39 ПЗРК "Игла"

Пусковая труба 9П39 предназначена для обеспечения прицельного и безопасного пуска ракеты и улавливания стартового двигателя. Одновременно она является контейнером при переносе, хранении и транспортировании ракеты.

На пусковой трубе закреплены (рис. 5.1): блок датчиков *3*; механический прицел с лампой световой информации (СИ) *13*; механизм бортразъема *22*; разъем пускового механизма *20*; колодка *15* с контактной платой для подсоединения проводов ЭВ СД; две обоймы *5*, *9* с креплением плечевого ремня и плечевой ремень *8*.

Блок датчиков, включающий две катушки ГОН, четыре датчика положения полюсов магнита и обмотки заклона. Он совместно с электронным блоком ПМ предназначен для разгона ротора гироскопа ТГСН и его арретирования (совмещение оптической оси ротора с продольной осью ракеты при разгоне ротора, заклон ее вниз на 5^0 после окончания разгона и на 10^0 после нажатия на пусковой крючок). На блоке датчиков трубы закреплена антенна НРЗ *4*.

Механический прицел состоит из передней *24* и задней *21* стоек и предназначен для прицеливания. На передней стойке закреплена мушка *В* с отверстием *Б*, а на задней – расположены целик *Г* с лампой световой информации и диафрагма *7*, которая закрывает лампу при пусках в сумерках во избежание ослепления стрелка-зенитчика. Стойки прицела установлены таким образом, что его оптическая ось (линия прицеливания) заклонена вниз по отношению к оси трубы на 10^0 для придания ракете первоначального угла возвышения в момент пуска, что особенно важно при обстреле низколетящих целей, так как предотвращает касание ракетой местных предметов и поверхности земли.

Треугольная метка *Д* служит для ориентации глаза стрелка-зенитчика относительно прицела.

Механизм бортразъема *22* состоит из корпуса *35*, в котором расположены вилка бортразъема *34*, стопор *30* с пружиной 31, тяга *33* с пружиной *32* и плата *27*.

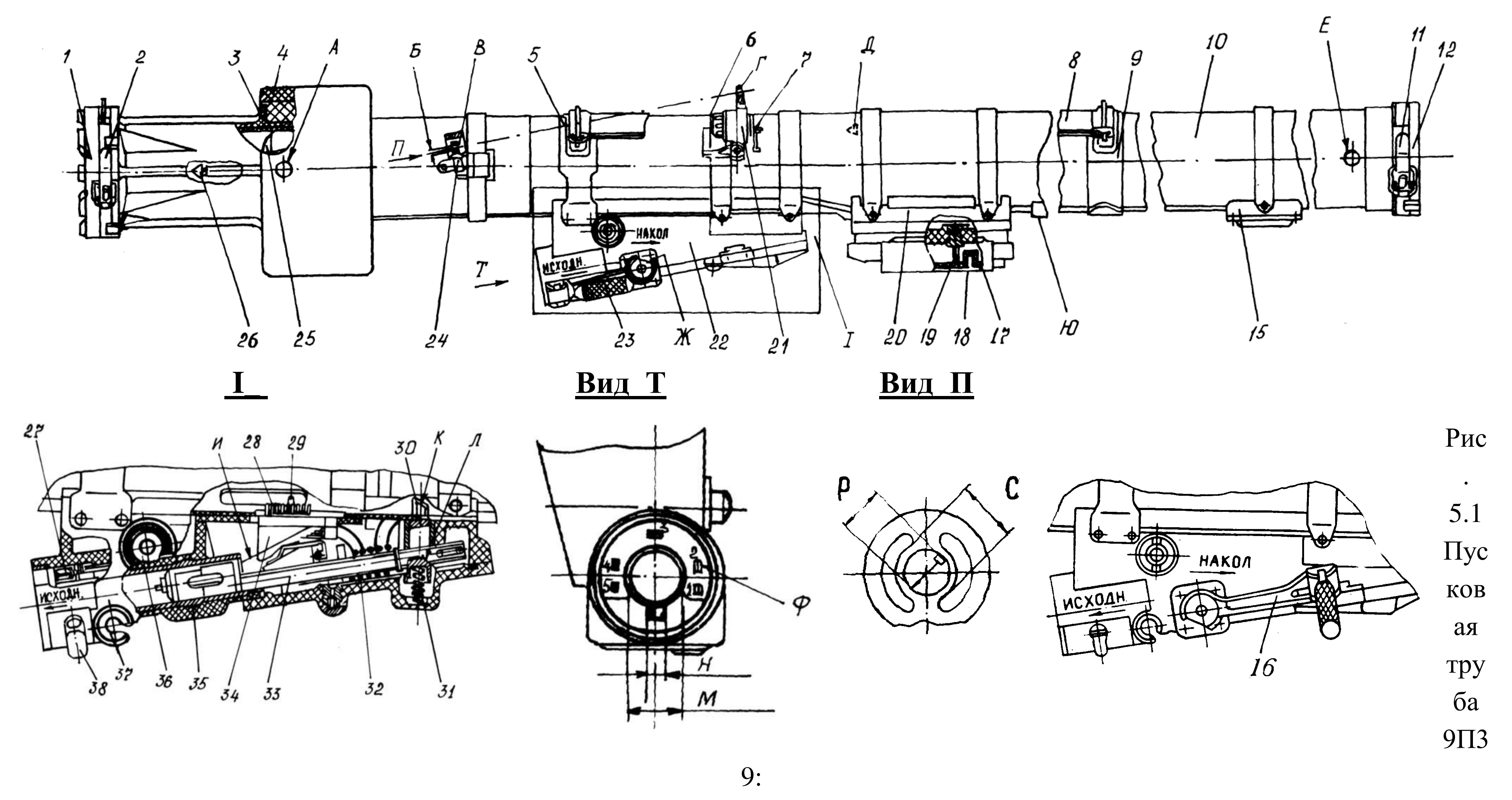


Рис. 5.1 Пусковая труба 9П39:

1 – передняя крышка; *2, 11* - замки; *3* – блок датчиков; *4* – антенна; *5*, *9* – обоймы; *6*, *17* – крышки; *7* – диафрагма; *8* – плечевой ремень; *10* – труба; *12* – задняя крышка; *13* – лампа; *14* – винт; *15* – колодка; *16* – рычаг механизма накола; *18, 31, 32* – пружины; *19, 38* – фиксаторы; *20* – разъем; *21* – задняя стойка; *22* – механизм бортразъема; *23* – ручка; *24* – передняя стойка; *25* – обтекатель; *26* – насадок; *27* – плата; *28* – штыревые контакты; *29* – направляющие штыри; *30* – стопор; *33*- тяга; *34* – вилка; *35* – корпус; *36* – кнопка;

37 – проушина; *А, Е* – метки; *Б, М* – отверстия; *В* – мушка; *Г* – целик; *Д* – треугольная метка; *Ж* – вырез; *И* – направляющие; *К* – скос; *Л, У* – поверхности; *Н* – паз; *Р, С* – диаметры; *Ф* – гнезда; *Щ, Э* – прокладки; *Ю* – накладка

На корпусе бортразъема имеется две проушины *37* и фиксатор *19*, с помощью которых к трубе крепится ПМ. Электрическая связь трубы с ракетой осуществляется с помощью вилки бортразъема. Штыревые контакты *28* и направляющие штыри *29* вилки входят в соответствующие гнезда розетки ракеты.

Механическое крепление ракеты в трубе обеспечивается стопором со скосом *30*, который входит в отверстие бугеля корпуса БЧ.

Расстыковка ракеты и трубы осуществляется в такой последовательности. При переводе рычага *16* механизма накола за ручку *23* в направлении стрелки НАКОЛ до упора (по ходу часовой стрелки на угол 180^0) тяга *33* перемещается и поверхностью *Л* давит на стопор *30*, сдвигая его до совмещения начала скоса *К* с внутренней поверхностью трубы. При движении вперед ракета давит на направляющие штыри *29*, в результате чего вилка *34* перемещается вперед и вниз по направляющим *И* и выходит из зацепления с розеткой рулевого отсека, при этом стопор *30* устанавливается заподлицо с внутренней поверхностью трубы и фиксируется в этом положении пружиной.

Электрическая связь трубы с пусковым механизмом осуществляется с помощью разъема *20*, который при транспортировании и хранении должен быть закрыт съемной крышкой *17*, поджимаемой пружиной *18*.

Электрическая связь трубы с НБП осуществляется с помощью платы *27*. Для стыковки и стопорения НБП с трубой в передней части корпуса механизма бортразъема имеется отверстие *М*, в которое вставляется штуцер НБП, и паз *Н*, в который входит зуб штуцера, запираемый фиксатором *38*. На корпусе механизма бортразъема нанесены стрелки и надписи ИСХОДН. и НАКОЛ, указывающие направление поворота рычага механизма накола при приведении в действие НБП. При переводе рычага 16 в положение НАКОЛ до упора тяга *33* продвигается и воздействует на боек прокола мембраны НБП.

На трубе крепится колодка *15* с тремя контактами, к которым подсоединяются провода запальных цепей и провод от экрана контактной сети стартового двигателя.

Передний и задний торцы трубы закрыты передней *1* и задней *12* легкосъемными крышками с замками *2* и *11*, для ориентации которых на трубе нанесены метки *А* и *Е*. К внутренней цилиндрической поверхности передней крышки, соприкасающейся с обтекателем ТГСН ракеты *25*, приклеено металлическое кольцо, являющееся арретиром ротора-магнита гироскопа, предохраняющим его от ударных нагрузок при переносе и транспортировании комплекса.

Плечевой ремень *8* служит для переноса комплекса и крепится на обоймах *6* и *9*.

Кнопка ВДОГОН *36* служит для переключения режимов работы ТГСН (коэффициента передачи СКЦ) с режима "Навстречу" на режим "Вдогон".

Так как труба допускает многократное использование, в войска могут поступать ракеты в трубах, на блоке датчиков которых нанесены красные полосы. Их число указывает на количество пусков, произведенных из данной трубы.

5.1.2. Основные отличия пусковых труб других модификаций ПЗРК

Пусковая труба 9П322 ПЗРК "Игла-1" имеет следующие незначительные отличия передней части от ПТ 9П39 (рис. 5.2):

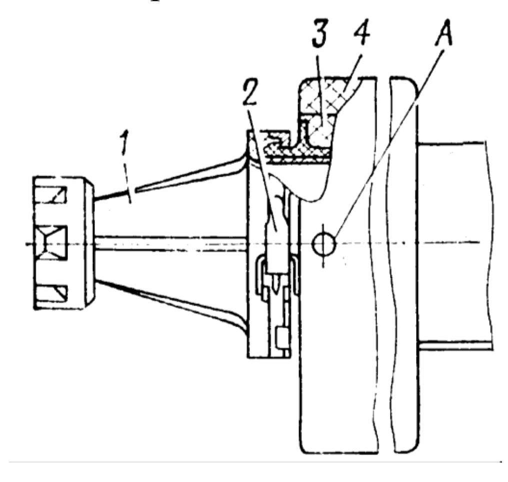


Рис. 5.2. Пусковая труба 9П322:
1 – передняя крышка; *2* – замок; *3* –блок датчиков; *4* – антенна

в блоке датчиков трубы кроме датчиков положения полюсов магнита, катушек ГОН и обмотки заклона размещены и катушки разгона ротора гироскопа ТГСН;

передняя крышка *1* трубы имеет вид усеченного конуса.

Остальные элементы конструкции трубы 9П322 идентичны элементам трубы 9П39. В эксплуатации в войсках могут находиться два варианта труб: 9П322 – с антенной НРЗ; 9П322-1 – без антенны НРЗ.

Пусковая труба 9П59 ПЗРК "Стрела-3" имеет следующие отличия от трубы 9П39 (рис. 5.3):

блок датчиков трубы идентичен блоку датчиков трубы 9П322-1 (без антенны НРЗ);

стойки механического прицела *3* и *7* расположены таким образом, чтобы линия прицеливания совпадала с продольной осью трубы и ракеты;

на левой стороне механизма бортразъема (в передней части) закреплен откидывающийся на 90^0 указатель упреждений *4*, представляющий собой резиновый штырь с четырьмя кольцами, служащий для придания ракете перед стартом требуемых углов упреждения и возвышения при движении цели слева направо;

на верхней части блока датчиков трубы нанесена круглая метка, служащая для придания ракете перед стартом требуемых углов упреждения при движении цели справа налево;

несколько изменена конструкция механизма бортразъема. Механизм бортразъема *8* представляет собой корпус, в котором расположены вилка бортразъема *9*, стопор 40 с пружиной *45*, толкатель *44* с пружиной *46*, фланец *39*, плата 37 и механизм стопорения и накола НБП. Нижняя часть корпуса механизма бортразъема закрыта крышкой 31. При нажатии на пусковой крючок его плечо нажимает на поверхность *р* толкателя *44* до совмещения начала скоса *в* стопора с внутренней поверхностью трубы. При движении вперед ракета давит на упор *29* и поворачивает вилку бортразъема вокруг шарнира *б*. Поворачиваясь, вилка выходит из зацепления с розеткой, расположенной в рулевом отсеке ракеты, а стопор *40* утапливается заподлицо с внутренней поверхностью трубы и стопорится пружиной *45*.

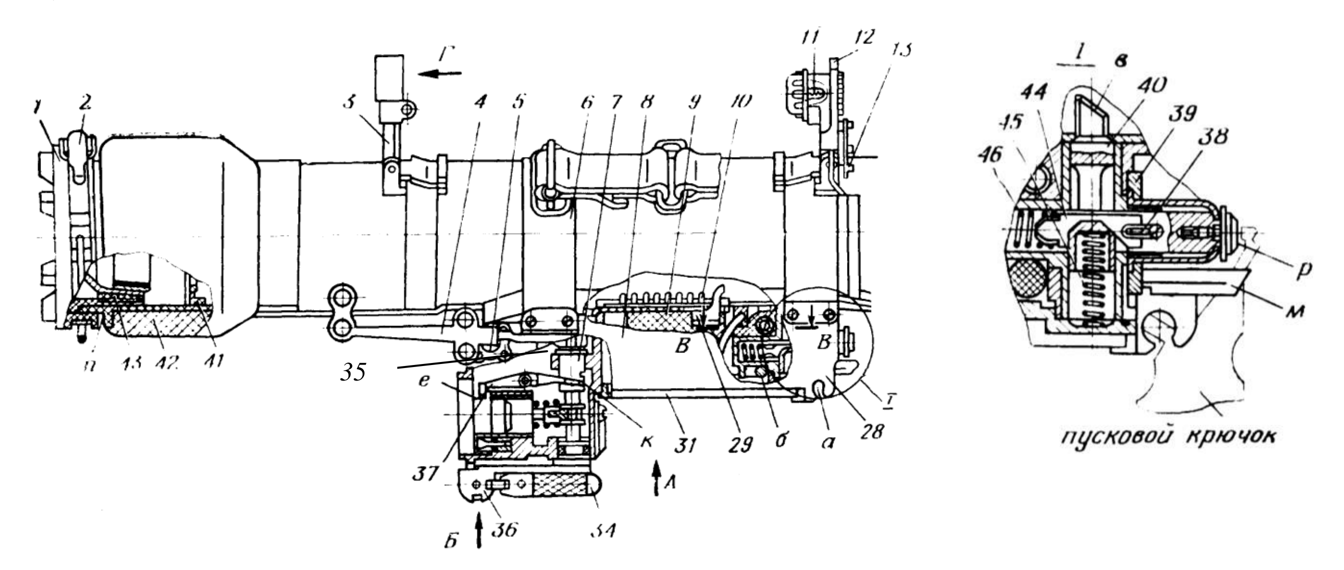


Рис. 5.3. Пусковая труба 9П59:

1 – передняя крышка; *2* – замок; *3* – передняя стойка; *4* – указатель упреждений; *5* – кнопка; *6* – обойма; *7* – валик; *8* – механизм бортразъема; *9* – вилка бортразъема; *10* – ножевые контакты; *11* – лампочка; *12* – задняя стойка; *13* – диафрагма; *28* – корпус; *29* – упор; *31* – крышка; *34* – рукоятка; *35, 36* – рычаги; *37* – плата; *38, 45, 46* – пружины; *39* – фланец; *40* – стопор; *41* – резиновое кольцо; *42* – блок вращения; *43* – арретир; *44* – толкатель; *а* – отверстие; *б* – шарнир; *в* – скос; *е* – паз; *к* – винтовой паз; *м* – выступ; *р* – поверхность

Плата *37* предназначена для электрической связи НБП и трубы. Для ориентации НБП на плате имеется паз *е*. Штуцер НБП вставляется в отверстие корпуса, ось которого параллельна оси трубы, в отличие от механизмов бортразъемов труб 9П39 и 9П322, где эта ось наклонена вниз на угол порядка 10^0. Для стопорения НБП на трубе имеется механизм стопорения и накола, состоящий

из рычага *35*, который одним своим концом скользит по винтовому пазу *к* валика *7*, а другим - стопорит НБП и рукоятки *34* валика с рычагом *36*.

На корпусе механизма бортразъема по обе стороны рукоятки нанесены стрелки и надписи НАКОЛ и ЗАМЕНА, указывающие направление поворота рукоятки при приведении в действие НБП и при его замене.

Механизм приведения в действие НБП работает следующим образом. При оттягивании рукоятки *34* до упора и повороте ее на угол 90^0 происходит фиксация рукоятки и расстопорение рычага *36*. При повороте рычага за рукоятку в сторону надписи НАКОЛ на угол 180^0 валик *7* своим кулачком нажимает толкатель, который, продвигаясь вперед, воздействует на боек мембраны НБП, вследствие чего происходит накол мембраны НБП и приведение его в рабочее состояние.

Пусковая труба 9П54М ПЗРК "Стрела-2М" отличается от трубы 9П59 конструкцией механизма бортразъема, отсутствием трубопровода подвода хладагента к ТГСН и формой штыря упреждений (рис. 5.4).

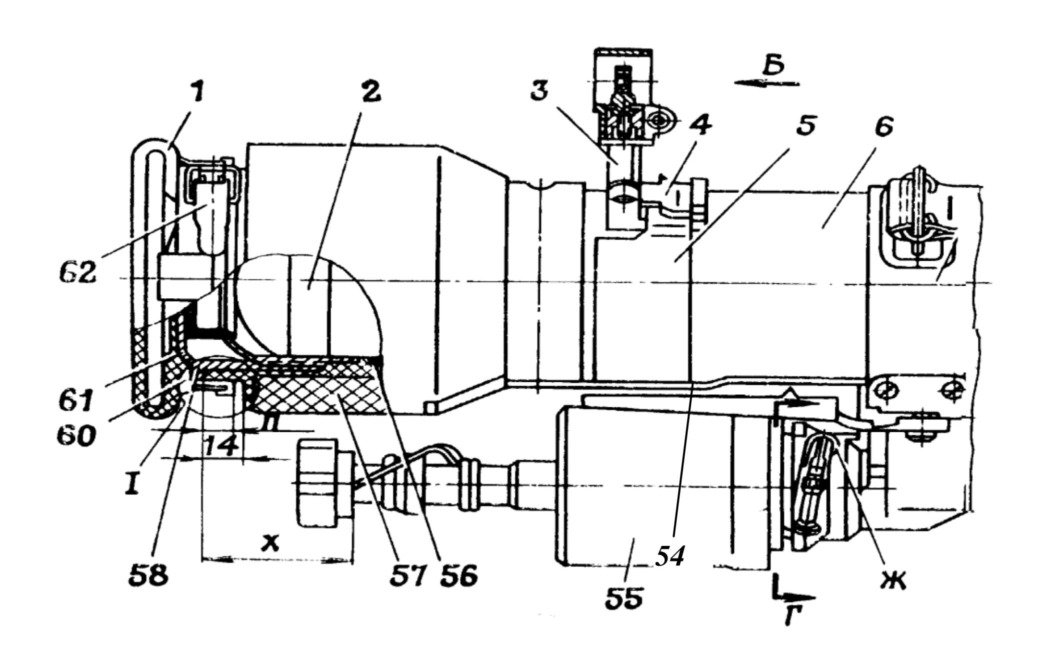


Рис.5.4. Пусковая труба 9П54М:
1 – передняя крышка; *2* – ракета; *3* – передняя стойка; *4* – пружина; *5* – обойма; *6* – труба; *54* – штырь упреждений; *55* – источник питания; *56* – резиновое кольцо; *57* – блок вращения; *58* – корпус; *60* – арретир; *61* – планка; *62* – замок; *ж* – чека с пружиной для стопорения источника питания

Механизм бортразъема трубы 9П54М отличается от механизма бортразъема трубы 9П59 платой стыковки разъема источника питания *55*, устройствами его стопорения и приведения в действие, отсутствием отверстия и трубопровода подвода хладагента к ТГСН и рычага накола источника.

Штырь упреждений *54* трубы 9П54М не имеет колец упреждений.

5.2. Наземный блок питания

Наземный блок питания 9Б238 ПЗРК "Игла" ("Игла-1") одноразового действия предназначен для обеспечения электроэнергией комплекса и хладагентом ТГСН при подготовке ракеты к пуску и во время пуска. Он состоит из баллона *13*, наполненного сжатым азотом и электробатареи *1* с твердым (при температуре окружающей среды) электролитом (рис. 5.5).

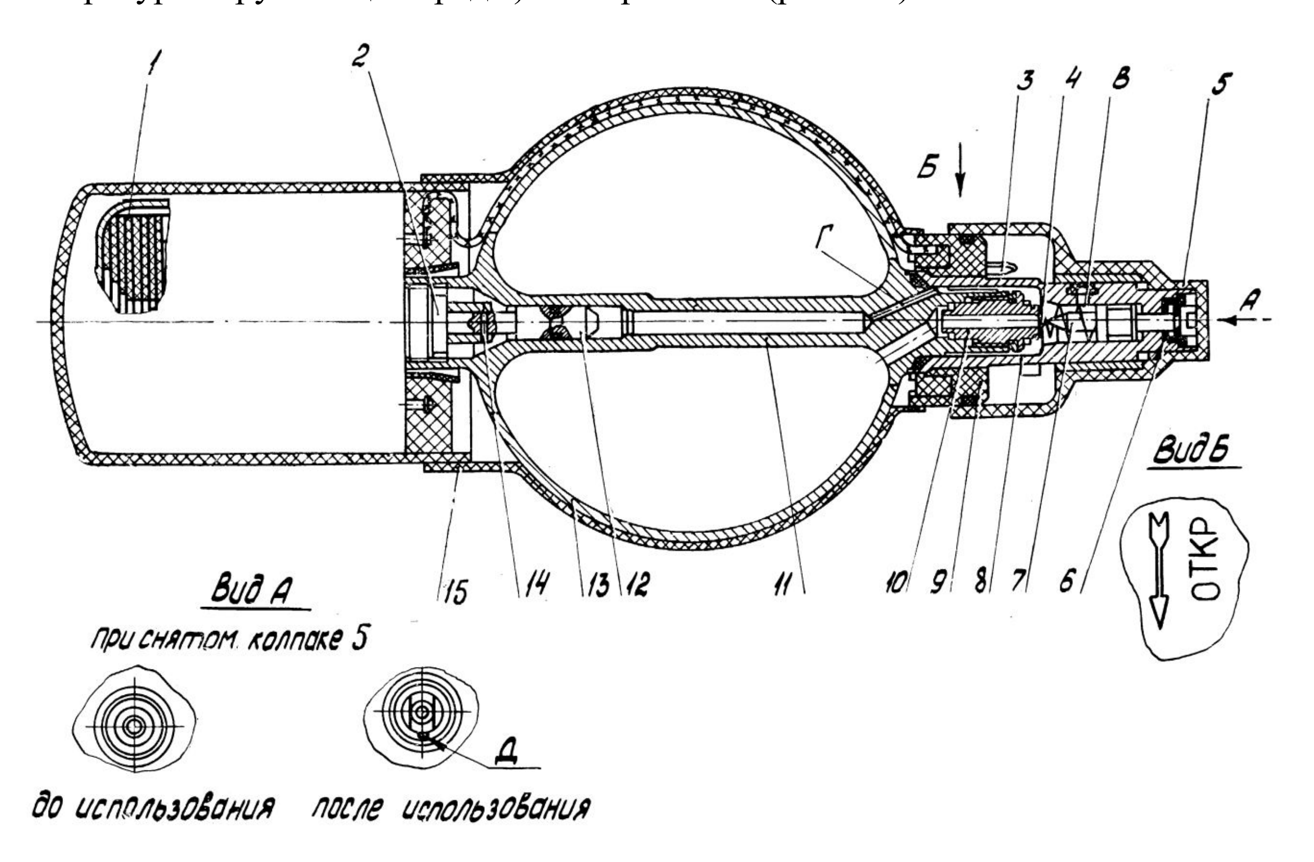


Рис. 5.5. Наземный блок питания 9Б238:
1 – батарея; *2* – капсюль-воспламенитель; *3* – контакты; *4* – мембрана; *5* – защитный колпак; *6* – колпачок; *7* – боёк; *8, 10* – штуцера; *9* – разъем; *11* – стержень; *12* – боёк; *13* – баллон; *14* – штифт; *15* – рубашка; *В, Г* – каналы; *Д* – зуб

Баллон предназначен для длительного хранения сжатого азота при давлении 350 кГс/см^2 и представляет собой металлическую шаровую емкость. В полости баллона размещен полый стержень, один конец которого заканчивается штуцером, через который производится заправка баллона и выход газа (азота) при

вскрытии баллона. На другой конец стержня навинчивается батарея. Внутри полого стержня находится боек для приведения в действие батареи.

Батарея *1* состоит из соединенных в смешанную последовательно-параллельную цепь электрохимических элементов с размещенными между ними пиротехническими нагревателями. В качестве положительных электродов используется металлический кальций (Ca), в качестве отрицательных - никель (Ni), в качестве электролита - соли хлористых калия (KCl) и лития (LiCl).

Выводы батареи (общий ±20, +20, -20, общий +5 и +5 В) соединены проводниками с контактами разъема 9, который служит для электрической связи батареи с трубой.

Приведение в действие НБП осуществляется путем прокола мембраны *4* бойком *7* баллона. Боек баллона перемещается тягой механизма бортразъема трубы при повороте рычага накола трубы в положение НАКОЛ. После прокола мембраны хладагент через канал *В* в штуцере *8* и далее по трубке поступает в систему охлаждения ФП ОК ТГСН, а через канал *Г* в стержне – в полость стержня к бойку батареи *12*. При достижении требуемого усилия срезается стопорный штифт *14* и боек, перемещаясь с большой скоростью, производит накол капсюля-воспламенителя *2*, от форса пламени которого воспламеняются все пиротехнические нагреватели. От выделившегося тепла электролит расплавляется и батарея приводится в рабочее состояние, т.е. вырабатывает указанные значения ЭДС.

Использованный НБП имеет характерный след от толкателя трубы на металлическом защитном колпачке (вид А), расположенном в торце штуцера баллона. Для исключения повреждений разъема НБП и попадания грязи на штуцер баллона они в запасном НБП закрыты защитным пластмассовым колпаком *5*.

Основные характеристики НБП 9Б238:

давление азота в баллоне, кГс/см^2	350
масса, кг	1,3
время выхода на режим, с:	
при $-20 \le t^0$ C $\le +50$	1
при $-50 \le t^0$ C < -20	1,3
время работы, с,	не менее 30
выходные напряжения, В	± 20 и ± 5

Наземный блок питания 9П51 ПЗРК "Стрела-3" (в техническом описании он назван наземным источником питания) не имеет конструктивных

отличий от НБП 9Б238. Отличается он некоторыми техническими характеристиками: время работы не менее 40 с, выходные напряжения – -40 и -22 В.

Наземный источник питания (НИП) 9Б17 ПЗРК "Стрела-2М" (рис. 5.4) по назначению и устройству аналогичен электробатарее, входящей в состав НБП 9П51. Включение НИП осуществляется с помощью ударного механизма, ввинченного в резьбовое отверстие НИП. При повороте стрелком-зенитчиком крышки ударного механизма по стрелке, указанной на ней, боек накалывает капсюль и далее процесс протекает аналогично изложенному выше. Крепление НИП к трубе производится с помощью чеки.

5.3. Пусковой механизм

5.3.1. Устройство и принцип действия ПМ 9П516-1

Пусковой механизм 9П516-1 предназначен для подготовки к пуску и осуществления пуска ракет 9М39. Кроме того, ПМ 9П516-1 может использоваться для подготовки и пуска ракет типа 9М313 ПЗРК "Игла-1". В корпусе ПМ установлены (рис. 5.6):

электронный блок *11*;
телефон *16*;
стопорное устройство;
вилка разъема *12*;
пусковой крючок *4* с контактной группой *23*;
тумблер отключения блокировки НРЗ *28*;
кнопка СЕЛЕКТОР *25*.

К нижней крышке ПМ крепится НРЗ 1Л14-1 *19*, выполненный в виде отдельного блока. ПМ без НРЗ имеет индекс 9П516.

Электронный блок совместно с бортовой аппаратурой ракеты, элементами трубы и ПМ обеспечивает поэтапную подготовку ракеты к пуску, анализ сигналов и пуск ракеты.

Телефон предназначен для подачи звуковой информации о захвате цели ТГСН. Он закреплен в выемке боковой стенки ПМ и закрыт крышкой. Для защиты телефона от механических повреждений, пыли и влаги под крышку поставлены мембрана и прокладка.

Стопорное устройство совместно с осью *37* служат для стыковки и стопорения ПМ с трубой. Фиксатор трубы входит в отверстие корпуса ПМ и запирается зубом стопора под действием пружины.

Вилка разъема *12* предназначена для электрической связи ПМ с трубой. При отстыкованном ПМ вилка разъема закрывается крышкой *13*.

Пусковой крючок *4* предназначен для замыкания цепей контактной группы *23*. Он поворачивается вокруг оси, на которой установлена пружина, обеспечивающая возврат крючка в исходное положение. Пусковой крючок может находится в одном из трех положений:

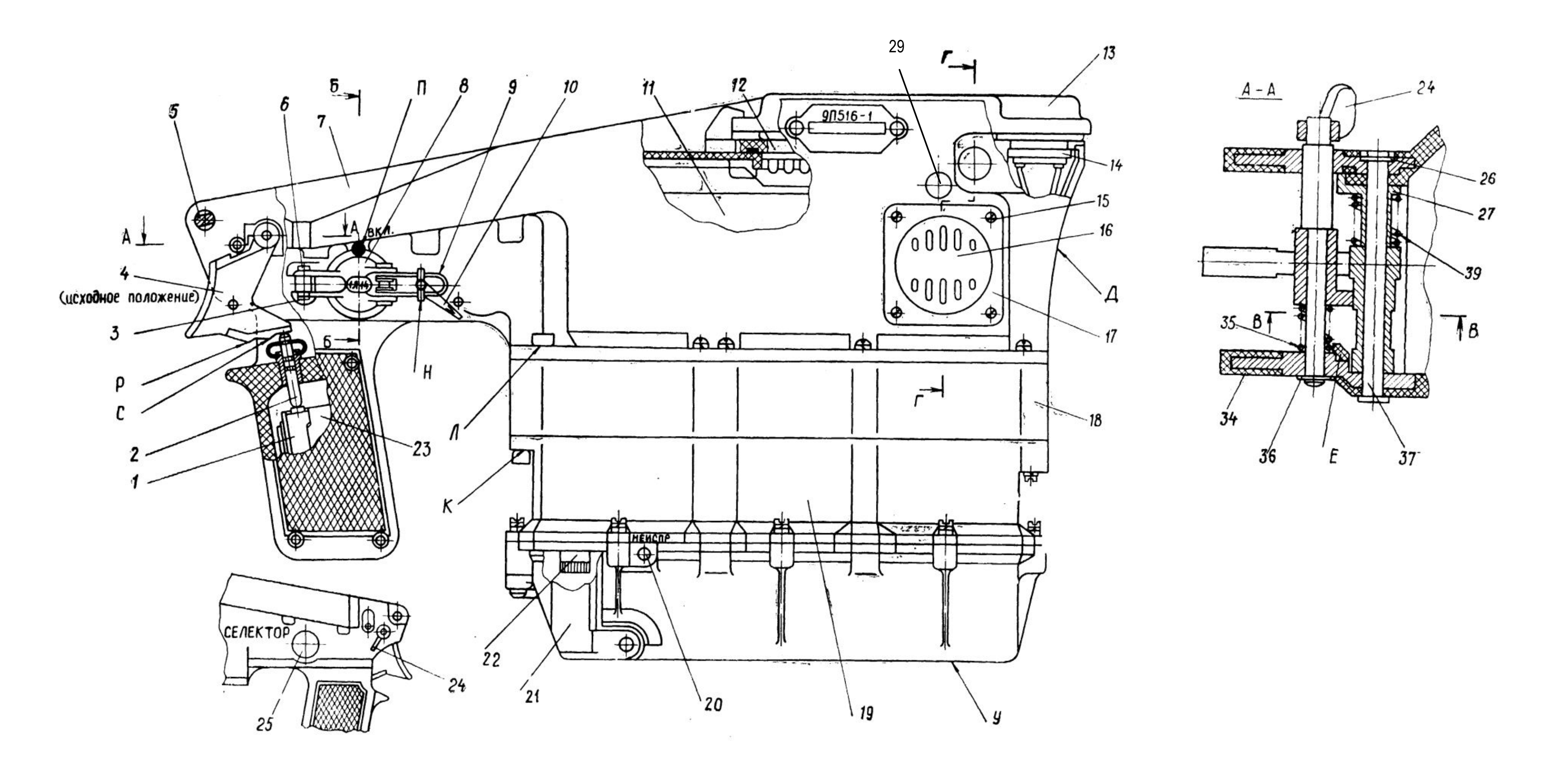


Рис. 5.6. Пусковой механизм 9П516-1:

1 – кулачок; *2* – шток; *3, 5, 37* – оси; *4* – пусковой крючок; *6, 26, 36* – шайбы; *7, 34* – корпуса; *8, 13, 17, 18, 21* – крышки; 9, 35, 38 и *39* – пружины; *10* – рычаг; *11* – электронный блок; *12* – вилка; *14* – разъем; *15* – винт; *16* – телефон; *19* – наземный радиолокационный запросчик; *20* – светодиод; *22* – переключатель; *23* – контактная группа; *24* – рычаг сброса; *25* – кнопка СЕЛЕКТОР; *27* – упор; *28* – тумблер; *29, 33* – стопоры; *30* – мембрана; *31* – прокладка; *32* – блокирующий выступ; *Д* – плечевой упор; *Е, Н* – выступы; *Ж* – отверстие; *И* – паз; *М* – зуб; *Л, К, П* – места пломбировки; ,*Р, С* – скосы; *Т* – прорезь; *У* – поверхность.

исходном – арретирование (АРР);

среднем – разрешение разарретирования (РР);

до упора – разрешение пуска (РП).

При переводе крючка из положения АРР в положение РР шток под действием скоса *Г* перемещается в осевом направлении и воздействует на контактную группу, что приводит к коммутации цепей разарретирования ротора гироскопа ТГСН и электронного блока ПМ.

При переводе крючка из положения РР в положение РП происходит дальнейшее перемещение штока под воздействием скоса *Д*, в результате чего замыкаются контакты, осуществляющие коммутацию цепей электронного блока ПМ с запальными цепями ПАД, СД и блока взведения. При этом под действием пружины фиксатор западает в прорезь *В* пускового крючка и удерживает его в нажатом до упора положении.

Рычаг сброса *24* обеспечивает возврат крючка в исходное положение. При повороте рычага сброса стопор выходит из прорези, пусковой крючок под действием пружины возвращается в исходное положение, размыкая при этом контакты контактной группы.

На пусковом крючке имеется блокировочный выступ, который препятствует нажатию на крючок при нахождении рычага накола трубы в исходном положении и переводу рычага накола в исходное положение при нажатом и застопоренном крючке.

Кнопка СЕЛЕКТОР обеспечивает, при необходимости, отключение схемы переключения ТГСН.

Тумблер отключения НРЗ *28*, установленный под пломбируемой крышкой, обеспечивает, при необходимости, отключение блокировки НРЗ (в положении ОТКЛ.).

Основные технические характеристики ПМ:

количество этапов анализа сигнала от цели	4;
длительность каждого этапа анализа, с	0,2;
режимы работы АРП электронного блока	"Автомат" или "Ручной";
индикация о захвате цели ТГСН	звуковая и световая;
прерывистые звуковой и световой сигналы соответствуют:	
при f = 2,5 Гц	сигнал от цели меньше сигнала от фона;
при f = 12,5 Гц	сигналу "свой" с НРЗ;
время задержки старта, с	0,72;
гарантийный ресурс ПМ, пуски	750

Электронный блок ПМ, составляющий основу ПМ, выполняет следующие функции:

разгон ротора гироскопа ТГСН;

автоматическое арретирование и разарретирование ротора гироскопа;

обработку и оценку сигналов информации и коррекции, поступающих с ТГСН;

формирование сигналов звуковой и световой информации при наличии цели в поле зрения ТГСН;

подачу напряжения на пусковые цели ракеты.

В состав структурной схемы ПМ входят (рис. 5.7):

блок разгона и синхронизации (БРС);

автомат разарретирования и пуска (АРП);

блок реле.

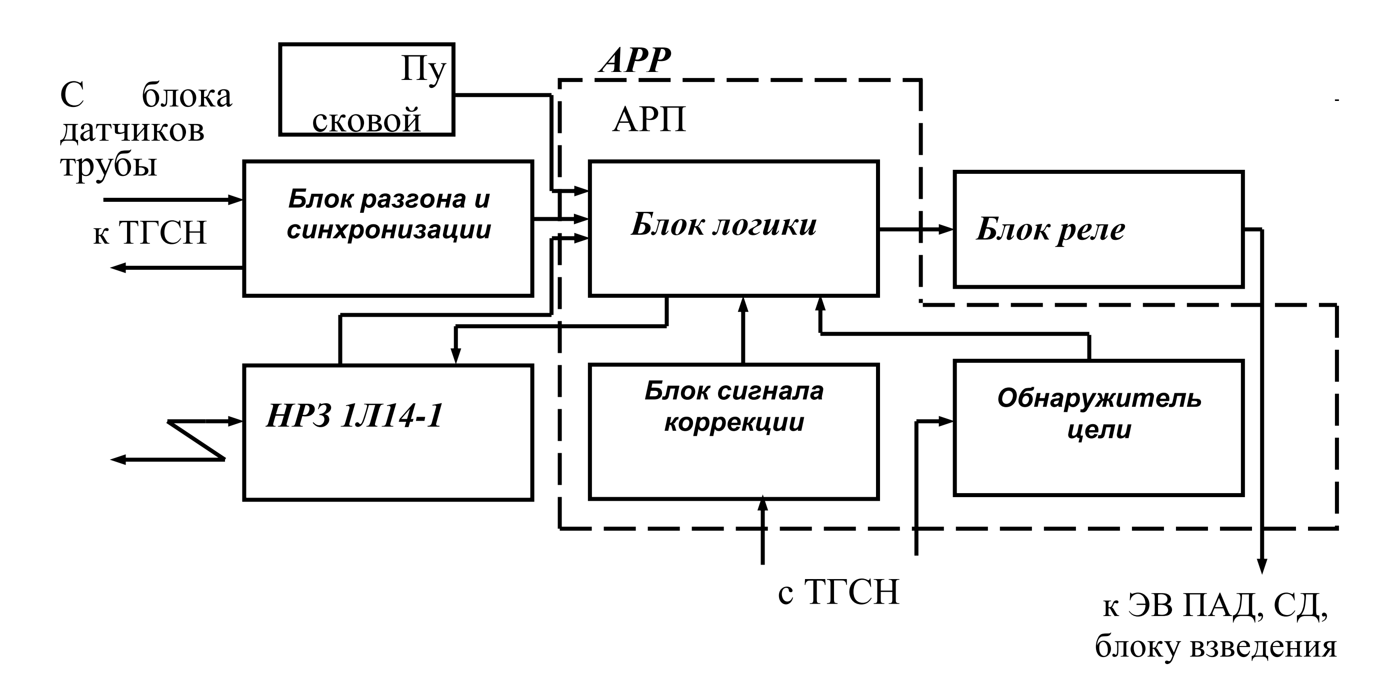


Рис. 5.7. Структурная схема пускового механизма 9П516-1

Блок разгона и синхронизации совместно с блоком датчиков трубы и катушками разгона ТГСН предназначен для разгона ротора гироскопа ТГСН до определенной частоты вращения и отключения схемы разгона при достижении этой частоты.

Автомат разарретирования и пуска предназначен для автоматического арретирования и разарретирования ротора гироскопа ТГСН, анализа сигналов от цели после разарретирования ротора гироскопа и пуска ракеты при положительных результатах анализа.

Блок реле предназначен для выдачи напряжений по командам с блока логики в пусковые цепи ПАД, СД и блока взведения.

Принцип действия ПМ заключается в следующем. При включении НБП блок разгона и синхронизации совместно с блоком датчиков и катушками разгона осуществляет разгон ротора гироскопа до номинальной частоты вращения. Разгон ротора гироскопа осуществляется за счет взаимодействия переменного магнитного поля катушек разгона, которое образуется при протекании через них коммутируемого блоком разгона ПМ тока, с постоянным магнитным полем ротора-магнита ТГСН. В результате такого взаимодействия создается вращающий момент. При достижении ротором требуемой частоты вращения срабатывает частотное реле блока разгона, которое отключает блок разгона ПМ и включает систему стабилизации оборотов ротора-магнита ТГСН.

Автомат разарретирования и пуска может работать как в автоматическом, так и ручном режимах пуска. Выбор режима пуска осуществляется пусковым крючком (ПК).

Для работы АРП в режиме "Автомат" необходимо за время менее 0,6 с перевести ПК из исходного положения в положение до упора, при этом происходит разарретирование ротора гироскопа и при наличии цели в поле зрения ТГСН появляются сигналы световой и звуковой информации. В течение 0.8 с после разарретирования ротора гироскопа осуществляется поэтапный анализ сигнала от цели. Во время анализа АРП оценивается:

соотношение сигнала от цели к сигналу от фона;

способность слежения ТГСН за целью, имеющей $\dot{\varepsilon}_л \geq .4$ град/с;

угол между оптической осью гироскопа и линией прицеливания трубы, который должен быть не более 2^0;

сигнал коррекции, который характеризует угловую скорость линии визирования цели ($\dot{\varepsilon}_л$), которая не должна превышать 12 град/с, исходя из аэродинамических возможностей ракеты;

информацию с НРЗ ("свой – чужой").

Если в течение 0,8 с после разарретирования ротора гироскопа ТГСН уровень сигнала от цели превышает уровень сигнала от фона, ТГСН отслеживает цель, точность прицеливания не хуже 2^0, $\dot{\varepsilon}_л \leq 12$ град/с, с НРЗ не поступает сигнал "свой", то АРП срабатывает и блокируется. С АРП напряжение подается на блок реле, электровоспламенитель (ЭВ) ПАД и блок взведения. Через 0,72 с, после выхода на режим БИП, с блока реле напряжение подается на ЭВ СД и ракета стартует.

Если тепловое излучение цели не превышает излучения фона, то ротор гироскопа периодически арретируется, лампа СИ на трубе мигает и синхронно с

ней прерывается звуковой сигнал в телефоне ПМ. Режим периодического арретирования ТГСН необходим для осуществления перезахвата цели.

Если $\dot{\varepsilon}_л$ > 12 град/с, АРП задерживает пуск ракеты до тех пор, пока $\dot{\varepsilon}_л$ не уменьшится до 12 град/с.

Для обеспечения работы АРП в режиме "Ручной", необходимо перевести пусковой крючок из исходного положения (АРР) в среднее положение, задержать его в этом положении (РР) не менее 0,6 с, а затем перевести в положение до упора (РП). В этом режиме в АРП отключаются блоки, запрещающие пуск ракеты по целям, похожим на фоновые образования.

5.3.2. Характеристика элементов электронного блока ПМ

В соответствии со структурной схемой (см. рис. 5.7) в состав электронного блока ПМ входят: блок разгона и синхронизации, автомат разарретирования и пуска, блок реле.

Блок разгона и синхронизации

Блок разгона и синхронизации (БРС) совместно с блоком датчиков трубы и катушками разгона ТГСН предназначен для разгона ротора гироскопа ТГСН до определенной частоты вращения и отключения схемы разгона при достижении этой частоты. Кроме того, БРС обеспечивает выработку постоянного напряжения -80 В, используемого для питания фоторезисторов основного и вспомогательного каналов ТГСН при подготовке ракеты к пуску.

В состав функциональной схемы БРС входят преобразователь напряжения; схема разгона и частотное реле (рис. 5.8).

Преобразователь напряжения предназначен для получения постоянного напряжения -80 В, используемого для питания фоторезисторов основного и вспомогательного каналов ТГСН, напряжения смещения, используемого в схеме разгона, и переменного напряжения высокой частоты (~100 кГц) для датчиков положения ротора-магнита гироскопа.

В состав преобразователя напряжения входят: двухтактный генератор; два диодных выпрямителя I и II; фильтр-сумматор. Двухтактный генератор с самовозбуждением с трансформаторной обратной связью, собранный на транзисторах VT1, YT2 и трансформаторе Тр1, предназначен для формирования переменного напряжения высокой частоты. Он построен по типовой схеме генератора с положительной обратной связью, которая обеспечивается соответствующим подключением выводов первичной обмотки трансформатора к электродам транзисторов генератора.

Диодный выпрямитель I построен по мостовой схеме на четырех диодах и служит для выпрямления переменного напряжения со вторичной обмотки II Тр1. Выпрямленное напряжение сглаживается фильтром на конденсаторе и суммируется с напряжением НБП для получения постоянного напряжения -80 В.

Диодный выпрямитель II построен по схеме двухполупериодного выпрямителя на двух диодах и служит для выпрямления переменного напряжения со вторичной обмотки III Тр1. Выпрямленное и сглаженное фильтром положительное напряжение смещения поступает на схему разгона.

Кроме того, переменное напряжение с вторичной обмотки III Тр1 поступает на блок датчиков трубы для формирования управляющих сигналов на схему разгона.

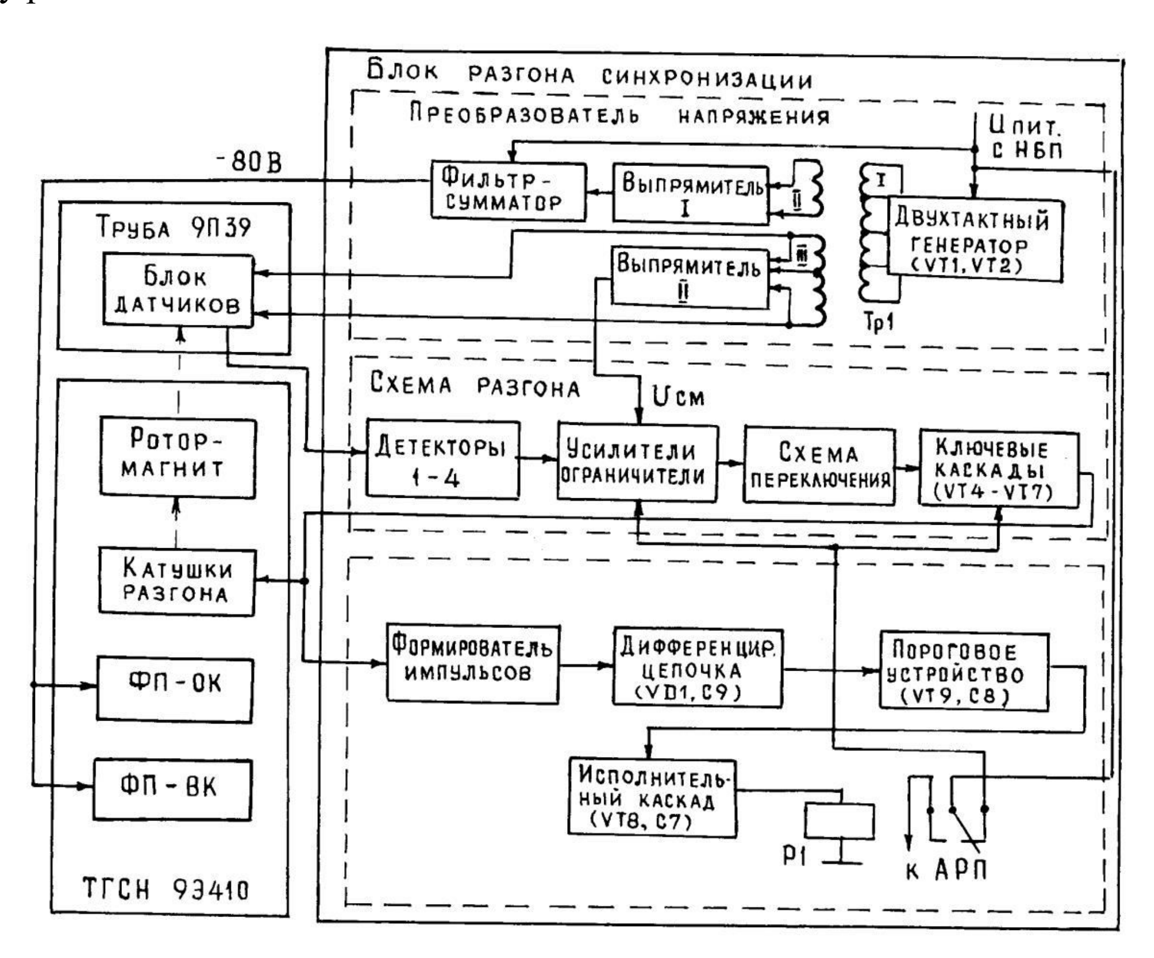


Рис.5.8. Функциональная схема блока разгона и синхронизации

Схема разгона предназначена для поочередной коммутации тока через катушки разгона по информационным сигналам с датчиков положения (ДП). В состав схемы разгона входят четыре детектора сигналов с ДП1 – ДП4, усилители-ограничители, схема переключения и ключевые каскады, нагрузкой которых являются катушки разгона ТГСН.

Так как ДП1 – ДП4 расположены симметрично вокруг передней части трубы диаметрально противоположно друг другу, то на их выходах, в зависимости от текущего положения полюсов ротора-магнита, возникают амплитудно-модулированные сигналы, огибающие которых сдвинуты относительно друг друга на 90^0. Детекторы 1–4 выделяют огибающую этих сигналов. Огибающие сигналов с ДП1–ДП4 поступают на усилители-ограничители. Усилители-ограничители, ограничивая огибающие по амплитуде, формируют сигналы близкие по форме к прямоугольным импульсам. Эти импульсы управляют через схемы переключения транзисторами VT4–VT7 ключевых каскадов схемы разгона. Схемы переключения, обеспечивая гальваническую развязку между сигналами, формируют сигналы управления для ключевых каскадов.

Поочередное открывание ключевых каскадов, собранных на транзисторах VT4–VT7, приводит к поочередному протеканию тока в противоположных направлениях через катушки разгона ТГСН.

Схема подключения катушек разгона к ключевым каскадам представлена на рис. 4.10, а принцип ее действия рассмотрен выше (см. 4.2.2).

Частотное реле предназначено для отключения схемы разгона при достижении ротором гироскопа требуемой частоты вращения $f_г$ = 85…109 Гц. Доведение скорости вращения до частоты $f_г$ = 92…104 Гц и поддержание ее в этих пределах осуществляется системой стабилизации оборотов ротора гироскопа ТГСН. В состав схемы частотного реле входят (рис. 5.8):

формирователь импульсов;

дифференцирующая цепочка;

пороговое устройство;

исполнительный каскад, нагрузкой которого является реле Р1.

Формирователь импульсов служит для формирования прямоугольных импульсов, частота следования и длительность которых соответствуют частоте вращения ротора гироскопа. Входными сигналами формирователя импульсов, собранного на транзисторе VT10, являются сигналы с коллектора одного из транзисторов ключевого каскада (рис. 5.9, *а*). Период повторения и длительность сигналов с формирователя (рис. 5.9, *б*), которые подаются на дифференцирующую цепочку, по мере разгона ротора гироскопа уменьшаются.

Дифференцирующая цепочка, собранная на диоде и конденсаторе С9, осуществляет нормирование импульсов по длительности и амплитуде за счет того, что постоянные времени заряда и разряда конденсатора выбраны таким

образом, чтобы он успевал за период повторения импульсов полностью зарядиться и разрядиться.

Пороговое устройство служит для формирования сигнала срабатывания исполнительного каскада и собрано на транзисторе VT9 и конденсаторе C8, включенном в цепь базы этого транзистора. На конденсатор подано отрицательное напряжение смещения, удерживающее транзистор в открытом состоянии. По мере возрастания частоты вращения ротора гироскопа возрастает и частота следования положительных импульсов с дифференцирующей цепочки, что приводит к возрастанию напряжения на конденсаторе C8 (рис. 5.9, *г, д*).

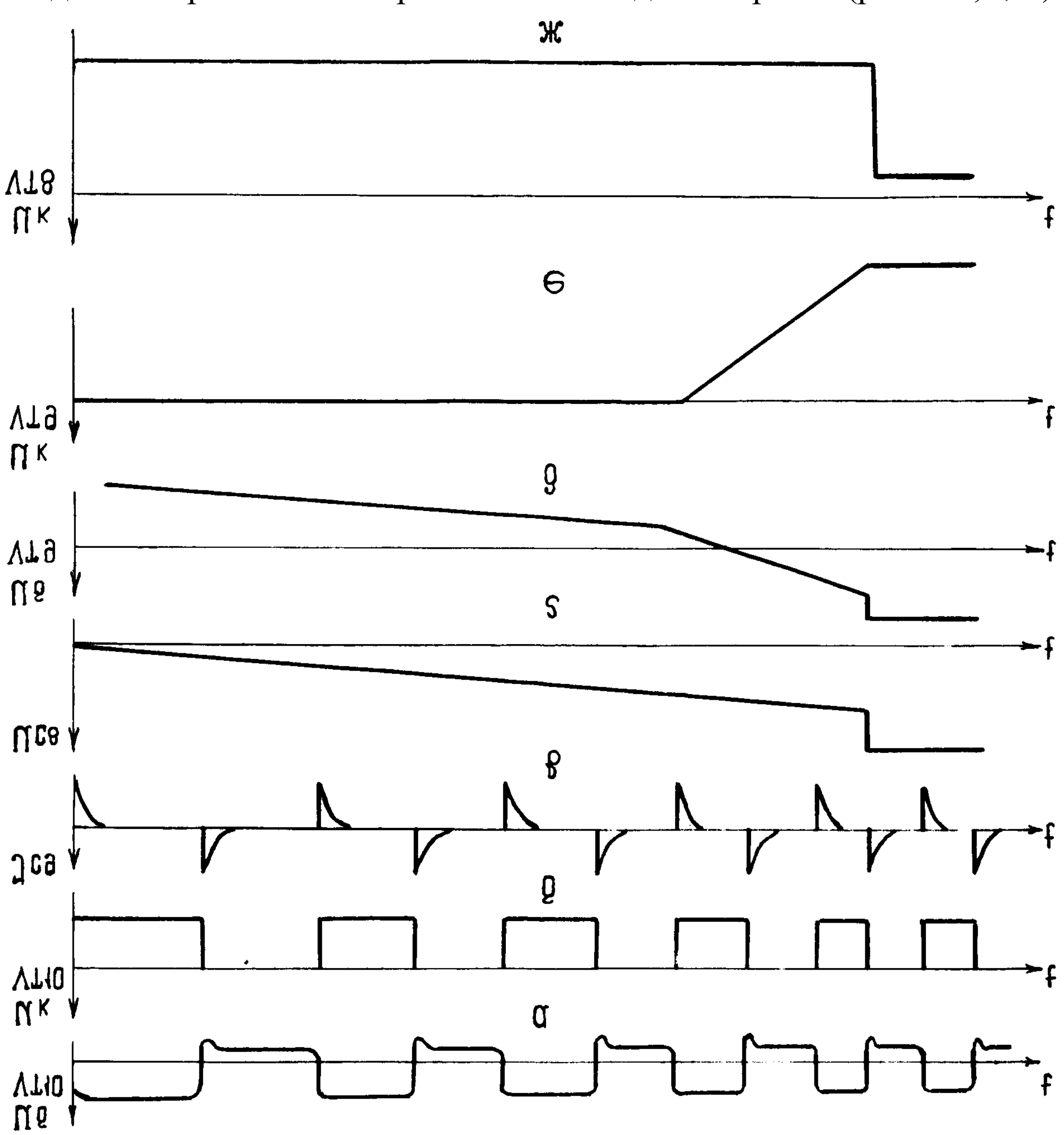


Рис. 5.9. Эпюры сигналов схемы частотного реле

При достижении ротором гироскопа требуемой частоты вращения напряжение на конденсаторе C8 достигает величины закрывания транзистора VT9, что является сигналом для начала работы исполнительного каскада.

Исполнительный каскад, собранный на транзисторе VT8, конденсаторе С7 и стабилитроне VD18, служит для формирования сигнала срабатывания реле Р1 при достижении ротором гироскопа требуемой частоты вращения. В момент закрывания транзистора VT9 конденсатор С7, включенный параллельно цепи базы транзистора VT8, начинает заряжаться от источника питания (рис. 5.9, *е*). Когда напряжение на конденсаторе С7 превысит напряжение смещения на эмиттере VT8, последний открывается (рис. 5.9, *ж*), срабатывает реле Р1 и своими контактами отключает питание со схемы разгона. При этом транзисторы ключевых каскадов закрываются положительным напряжением смещения, формируемым в преобразователе напряжения, а поддержание требуемой скорости вращения ротора гироскопа обеспечивается системой стабилизации оборотов ТГСН.

Автомат разарретирования и пуска

Автомат разарретирования и пуска предназначен для:

автоматического арретирования и разарретирования ротора гироскопа ТГСН;

анализа сигнала от цели после разарретирования ротора гироскопа;

формирования звукового и светового сигналов информации (СИ) о наличии излучения цели в поле зрения ТГСН;

автоматического включения блока реле.

В состав АРП входят (рис. 5.10): блок сигналов коррекции; обнаружитель цели; блок логики; тракт арретира.

Блок сигналов коррекции (БСК) предназначен для выработки напряжения постоянного тока, пропорционального угловой скорости визирования ракета-цель и логических сигналов при выполнении неравенств $\dot{\varepsilon}_л \geq 1{,}5$ град/с и $\dot{\varepsilon}_л \leq 12$ град/с.

В состав БСК входят усилитель сигналов коррекции, детектор и два пороговых устройства разарретирования (ПУР) – по максимальной и минимальной угловым скоростям ($\dot{\varepsilon}_{л\ max}$,$\dot{\varepsilon}_{л\ min}$). Функционирование БСК происходит следующим образом. Входным сигналом БСК является сигнал коррекции с ТГСН, который пропорционален угловой скорости линии визирования ракета-цель. После усиления этот сигнал поступает на детектор, где формируется постоянное напряжение, пропорциональное амплитуде сигнала, а следовательно, и величине угловой скорости линии визирования ракета-цель. Далее напряжение с детектора поступает на ПУР по минимальной и максимальной угловым скоростям.

Пороговое устройство разарретирования по минимальной угловой скорости формирует логический сигнал разарретирования для блока логики при выполнении следующих условий:

для ЗУР 9М39 – $\dot{\varepsilon}_л \neq 0$ в режиме пуска "Автомат" и при любом значении $\dot{\varepsilon}_л$ в режиме пуска "Ручной";

для ЗУР 9М313 - $\dot{\varepsilon}_л \geq 1{,}5$ град/с в режиме пуска "Автомат" и при любом значении $\dot{\varepsilon}_л$ в режиме пуска "Ручной".

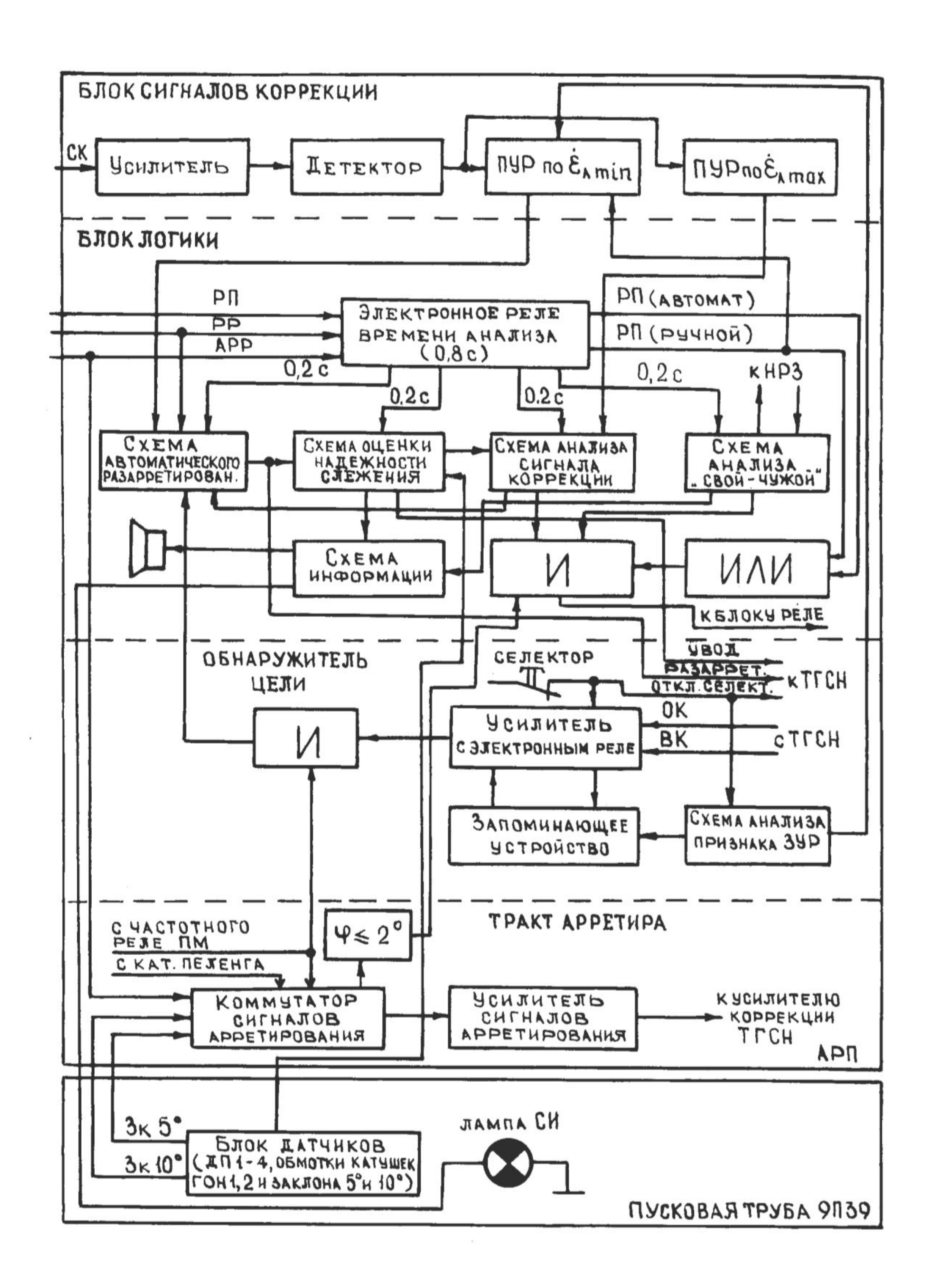


Рис. 5.10 Функциональная схема автомата разарретирования и пуска

Пороговое устройство разарретирования по максимальной угловой скорости формирует логический сигнал разрешения пуска для блока логики при $\dot{\varepsilon}_л \leq 12$ град/с.

Тракт арретира предназначен для коммутации цепей сигналов арретирования при разгоне ротора гироскопа, прицеливании и “захвате” цели на автосопровождение ТГСН. В состав тракта арретирования входят коммутатор и усилитель сигналов арретирования. Входными сигналами коммутатора являются сигналы с катушки пеленга ТГСН, обмоток заклона 5^0 и 10^0 и катушек ГОН блока датчиков трубы, а переключающими: сигнал с частотного реле БРС об окончании разгона ротора гироскопа и сигнал с контактной группы пускового крючка о его исходном положении (АРР).

Функционирование тракта арретирования происходит следующим образом. Во время разгона ротора гироскопа и нахождения пускового крючка в исходном положении коммутатор сигналов арретирования подключает к усилителю сигнал с катушки пеленга. После усиления этот сигнал поступает на усилитель коррекции СКЦ ТГСН, нагрузкой которого является катушка коррекции. В катушке коррекции создается внешний момент, под действием которого ротор гироскопа прецессирует в направлении уменьшения ошибки рассогласования (угла пеленга) со скоростью, пропорциональной этой ошибке, что позволяет установить оптическую ось гироскопа вдоль продольной оси ракеты.

После окончания разгона ротора гироскопа, о чем свидетельствует наличие сигнала с частотного реле БРС ПМ, коммутатор подключает к усилителю сигналов арретирования кроме сигнала с катушки пеленга и сигнал с обмотки заклона 5^0 (ЗАКЛОН 5^0) блока датчиков трубы. Так как уровень и фаза сигнала ЗАКЛОН 5^0 соответствует углу пеленга 5^0 вверх, то под действием этого суммарного сигнала ротор будет прецессировать вниз на 5^0, что позволяет оптической оси гироскопа занять положение 5^0 выше линии прицеливания для “запоминания” уровня излучения фона в районе цели. При переводе же пускового крючка в первое положение (РР) или до упора (РП) коммутатор подключает к усилителю сигналы с катушки пеленга и обмотки заклона 10^0 (ЗАКЛОН 10^0), под действием которых оптическая ось гироскопа совмещается с линией прицеливания трубы.

Обнаружитель цели предназначен для формирования логического сигнала о наличии в поле зрения ТГСН излучения цели. В состав обнаружителя цели входят усилитель с электронным реле, запоминающее устройство и логическая схема ***И***. Входными сигналами обнаружителя цели являются сигналы с предусилителей основного и вспомогательного каналов ТГСН, сигнал отключения селектора организованных помех, признак типа ЗУР (9М39 или

9М313) и сигнал с частотного реле БРС ПМ об окончании разгона ротора гироскопа.

Обнаружитель цели формирует сигнал разрешения для схемы автоматического разарретирования блока логики, если одновременно выполняются следующие условия:

сигнал от цели и фона превышает сигнал от фона (определяется усилителем с электронным реле);

с частотного реле БРС выдан сигнал об окончании разгона ротора гироскопа.

Для определения соотношения сигналов от цели и фона к сигналу от фона используется запоминающее устройство. При прицеливании и нахождении пускового крючка в исходном положении (АРР) оптическая ось гироскопа с помощью тракта арретира направлена на 5^0 выше цели. В этом случае запоминающее устройство обнаружителя цели фиксирует уровень излучения фона в районе цели. При переводе пускового крючка в положение РР или РП оптическая ось гироскопа совмещается с линией прицеливания и на усилитель с электронным реле поступает сигнал пропорциональный уровню излучения цели и фона. Если этот сигнал превышает запомненный сигнал излучения фона не менее чем в четыре раза, то срабатывает электронное реле, сигнал с которого через схему ***И*** поступает на схему автоматического разарретирования блока логики.

Наличие кнопки отключения селектора организованных помех (СЕЛЕКТОР) и сигнала вспомогательного канала с ТГСН (ВК) позволяет более эффективно использовать ПЗРК "Игла" в период высокой солнечной активности при наличии кучевых облаков. Кроме того, оценка излучения фона в районе цели ПМ производится с использованием информации с ВК ТГСН. При нажатии кнопки СЕЛЕКТОР отключается селектор организованных помех в ТГСН.

Блок логики предназначен для анализа сигналов по определенному алгоритму, автоматического разарретирования ротора гироскопа ТГСН и формирования команды на пуск ракеты при положительных результатах анализа в режимах пуска "Автомат" и "Ручной".

В состав блока логики входят:

электронное реле времени анализа;

схема автоматического разарретирования;

схема анализа сигнала коррекции;

схема оценки надежности слежения;

схема анализа сигнала “свой-чужой”;

схема сигналов информации;

схема пуска, включающая две логические схемы (***И*** и ***ИЛИ***).

Электронное реле времени анализа предназначено для формирования четырех последовательных интервалов времени длительностью по 0,2 с каждый и одного из сигналов РАЗРЕШЕНИЕ ПУСКА (АВТОМАТ или РУЧНОЙ). Началом формирования интервалов времени является перевод пускового крючка в положение РР или РП. В зависимости от времени перевода пускового крючка из исходного положения (АРР) в положение до упора (РП) формируется один из сигналов РП АВТОМАТ или РП РУЧНОЙ. Если это время меньше 0,6 с, формируется сигнал РП АВТОМАТ, а если больше – РП РУЧНОЙ. При этом сигнал РП АВТОМАТ формируется по истечении 0,6 с с момента перевода пускового крючка из положения АРР в положение РП, а сигнал РП РУЧНОЙ сразу же после перевода пускового крючка из положения РР в положение РП.

Схема автоматического разарретирования предназначена для автоматического разарретирования ротора гироскопа ТГСН через 0,2 с при наличии на ее входах сигналов с обнаружителя цели, РР с контактной группы пускового крючка и с ПУР по $\dot{\varepsilon}_{л\ min}$. Для начального разарретирования ТГСН вместо разрешающего сигнала с ПУР по $\dot{\varepsilon}_{л\ min}$ используется сигнал блокировки со схемы анализа сигнала коррекции, подаваемый на время переходных процессов в блоке сигналов коррекции (0,2 с). С выхода схемы автоматического разарретирования команда РАЗАРРЕТИРОВАТЬ выдается на схему анализа сигнала коррекции и на усилитель коррекции ТГСН, что переводит ее в режим "Слежение".

Схема оценки надежности слежения предназначена для формирования сигнала УВОД, служащего для проверки надежности слежения ТГСН за целью. Сигнал УВОД, пропорциональный угловой скорости линии визирования 4 град/с, формируется из сигнала ГОН1 (блока датчиков трубы) с помощью делителя напряжения. Оценка надежности слежения ТГСН за целью производится по отсутствию срыва сопровождения цели ТГСН, т.е. по наличию сигнала разрешения с обнаружителя цели (косвенным методом).

Схема анализа сигнала коррекции, представляющая собой логическую пороговую схему, обеспечивает формирование первой составляющей команды ПУСК и блокировки схемы автоматического арретирования при поступлении на нее разрешающего сигнала с ПУР по $\dot{\varepsilon}_{л\ max}$. Если $\dot{\varepsilon}_{лmax} \geq 12$ град/с, схема анализа сигнала коррекции задерживает формирование первой составляющей команды ПУСК до тех пор, пока угловая скорость линии визирования цели не уменьшится до 12 град/с.

Схема сигналов информации предназначена для формирования звукового и светового сигналов информации о переводе ТГСН в режим "Слежение" и

наличии сигнала “свой” с НРЗ. Непрерывные световой и звуковой сигналы информации свидетельствуют о превышении сигналов от цели и фона над сигналом от фона и наличии разрешающего сигнала с ПУР по $\dot{\varepsilon}_{л\ min}$. Если же эти условия не выполняются, то схемы автоматического арретирования и анализа сигнала коррекции будут периодически (через 0,4 с) производить арретирование и разарретирование ротора гироскопа и синхронно с этим (с частотой 2,5 Гц) будут прерываться сигналы информации. При наличии же сигнала “свой” с НРЗ схема информации осуществляет периодическое прерывание сигналов информации с частотой 12,5 Гц.

Схема пуска предназначена для формирования сигнала запуска блока реле ПМ и представляет собой две логические схемы ***И*** и ***ИЛИ***. На вход схемы ***ИЛИ*** поступает один из сигналов РП АВТОМАТ или РП РУЧНОЙ, свидетельствующий о нажатии пускового крючка до упора. Выходной сигнал схемы ***ИЛИ*** является одной из составляющих входов схемы ***И.*** Схема ***И*** обеспечивает формирование сигнала запуска блока реле ПМ при одновременном выполнении следующих условий:

угловая скорость линии визирования ракета-цель не превышает 12 град/с;

со схемы анализа “свой-чужой” выдан сигнал об отсутствии признака цели СВОЙ;

со схемы ***ИЛИ*** выдан сигнал о нажатии пускового крючка до упора.

Блок реле

Блок реле предназначен для задержки подачи импульса тока на электровоспламенитель (ЭВ) стартового двигателя (СД) и отключения цепи ЭВ ПАД и НБП от бортовой аппаратуры ракеты. Он состоит из двух электронных реле времени (ЭРВ) *1* и *2*, нагрузкой которых являются электромагнитные реле Р2 и Р3 (рис. 5.11).

Первая электронная задержка собрана на двух транзисторах, времязадающем конденсаторе С12, тиристоре, реле Р2 и обеспечивает:

задержку подачи напряжения на вторую электронную задержку на время (0,6 ± 0,15)с, т.е. на время выхода на режим БИП;

отключения НБП от бортовой аппаратуры ракеты;

отключения цепи ПАД.

Вторая электронная задержка собрана на транзисторе, времязадающем конденсаторе С13 и реле Р3. Эта схема обеспечивает задержку старта ракеты на время (0,16 ± 0,07) с, в течение которого в бортовой аппаратуре ракеты заканчиваются переходные процессы, вызванные отключением НБП и переходом к питанию от БИП.

Функционирует блок реле следующим образом.

В первоначальный момент времязадающий конденсатор С12 ЭРВ1 не заряжен и оба транзистора закрыты положительным напряжением смещения.

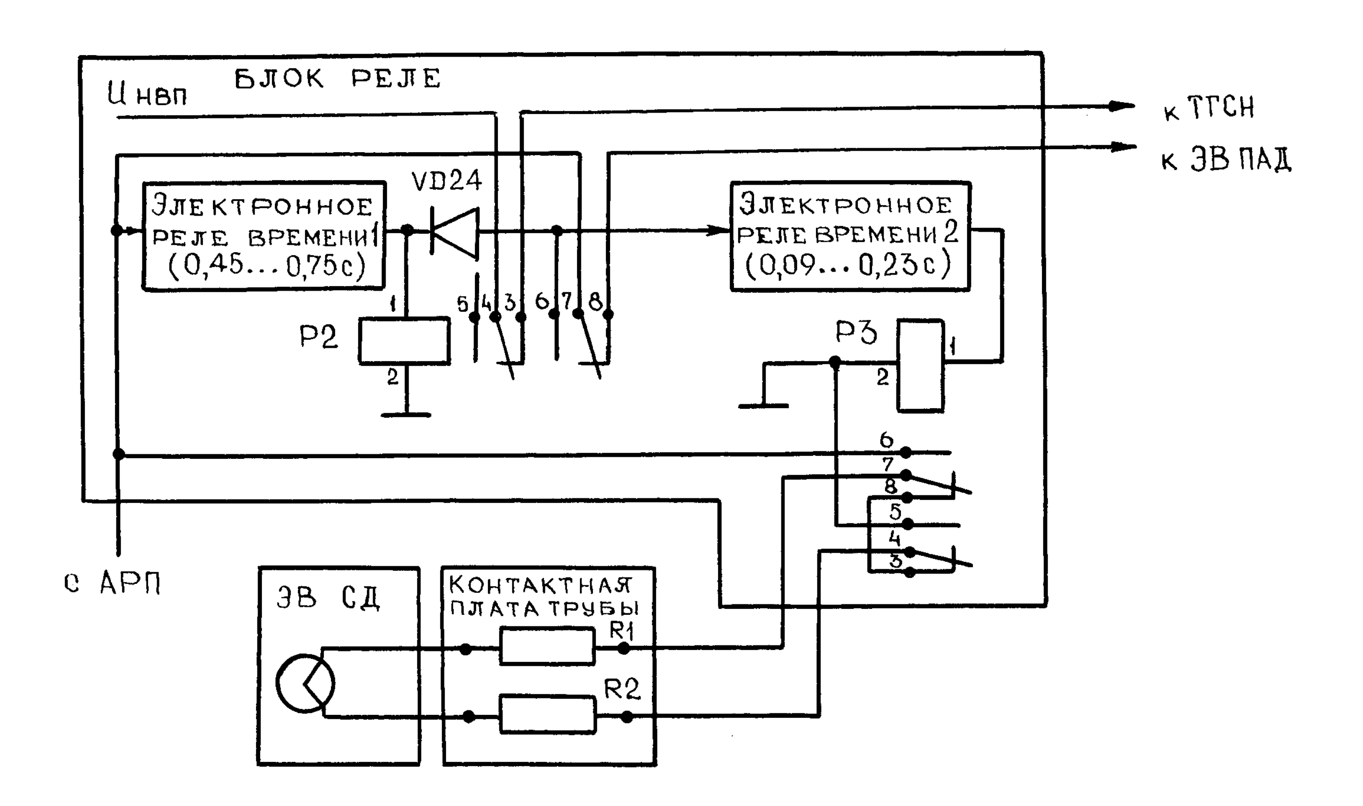


Рис. 5.11. Функциональная схема блока реле

При поступлении управляющего сигнала с АРП конденсатор С12 начинает заряжаться и когда напряжение на нем превысит напряжение смещения (через 0,6 с) открываются оба транзисторы, что приводит к срабатыванию тиристора и включенного в его цепь реле Р2. Реле Р2 срабатывает и своими контактами коммутирует следующие цепи:

через замкнувшиеся контакты 6-7 подается питание на ЭРВ2 и через диод VD24 на самоблокировку реле Р2;

разомкнувшимися контактами 7-8 снимается питание с ЭВ ПАД;

разомкнувшимися контактами 3-4 отключается напряжение НБП от бортовой аппаратуры ракеты.

До срабатывания Р2 времязадающий конденсатор С13 ЭРВ2 не заряжен и транзистор ЭРВ2 закрыт положительным напряжением смещения с делителя напряжения. При замыкании контактов 6-7 реле Р2 конденсатор С13 начинает заряжаться и когда напряжение на нем превысит напряжение смещения (через 0,16 с) открывается транзистор, в коллекторную цепь которого включена обмотка реле Р3. Реле Р3 срабатывает и разомкнувшимися контактами (3-4, 7-8) размыкает

цепь блокировки ЭВ СД от случайного срабатывания, а замкнувшимися контактами (4-5, 6-8) замыкает цепь подачи питания на ЭВ СД через резисторы R1, R2 контактной платы трубы. При срабатывании ЭВ СД ракета стартует, и в ней протекают процессы, описанные выше (раздел 4).

5.3.3. Основные отличия пусковых механизмов других модификаций ПЗРК

Рассмотрим основные отличия пусковых механизмов 9П519-1, 9П58М, 9П58 от ПМ 9П516-1.

Пусковой механизм 9П519-1 ПЗРК "Игла-1" отличается от ПМ 9П516-1 тем, что в нем отсутствует кнопка отключения селектора помех, схема анализа признака ЗУР и на него не поступает сигнал ВК. Кроме того, в ПМ 9П519-1 ПУР по $\dot{\varepsilon}_{л\ min}$ формирует сигнал разрешения разарретирования (для схемы автоматического разарретирования блока логики) в режиме пуска "Автомат" при $\dot{\varepsilon}_{л} \geq$ 1,5 град/с.

Пусковой механизм 9П58М ПЗРК "Стрела-3" отличается от ПМ 9П519-1 отсутствием встроенного НРЗ и характеристикой тракта арретира, который обеспечивает заклон оси ротора гироскопа относительно линии прицеливания на время “запоминания” фона не на 5^0 выше линии прицеливания, а на 3^0. Кроме того, ПУР по $\dot{\varepsilon}_{л\ max}$ формирует сигнал пуска при $\dot{\varepsilon}_{л\ max} \leq 10$ град/с.

Пусковой механизм 9П58 ПЗРК "Стрела-2М" отличается от ПМ 9П58М тем, что для анализа уровня излучения фона используется не схема “запоминания” уровня излучения фона, а измеритель дисперсии сигнала, который оценивает достаточность соотношения $U_{сигнал}/U_{фон}$. При этом за дисперсию сигнала принято постоянное напряжение, пропорциональное количеству импульсов в пачке за один оборот модулирующего диска, рисунок которого обеспечивает широтно-импульсную модуляцию лучистого потока. В основу этого положено одно из свойств модулирующего диска (см. раздел 2): точечный источник излучения, которым является цель, обеспечивает получение за один оборот диска количества импульсов, равных числу секторов диска на радиусе нахождения изображения цели. Изображение крупноразмерного фонового образования будет перекрывать несколько секторов диска, что приведет к значительно меньшему числу импульсов после диска от изображения фона. Преобразование числа импульсов в пропорциональные им постоянные напряжение производится схемой, аналогичной схеме частотного реле БРС.

Кроме того, ПУР по $\dot{\varepsilon}_{л\ max}$ формирует сигнал пуска при $\dot{\varepsilon}_{л\ max} \leq 9$ град/с, а время анализа сигналов АРП составляет не 0,8 а 0,6 с.

5.4. Наземный радиолокационный запросчик 1Л14-1

Наземный радиолокационный запросчик 1Л14-1 выполнен в виде отдельного блока, закрепленного в нижней части ПМ (см. рис. 5.6) и предназначен для определения государственной принадлежности воздушных целей к своим Вооруженным Силам, оборудованных ответчиками систем опознавания "Кремний", "Кремний-2М" и III частотного диапазона системы "Пароль".

На корпусе НРЗ установлены (см. рис. 5.6):

светодиод НЕИСПРАВНОСТЬ 20, светящийся при наличии неисправности НРЗ;

под крышкой 21 НРЗ установлены переключатели кодов АМИ, ГИ, устанавливаемые в положения согласно действующему расписанию;

тумблер отключения НРЗ 28.

Структурная схема НРЗ (рис. 5.12) включает:

передающее устройство, формирующее ВЧ импульсы запроса;

приемное устройство, обеспечивающее прием и первичную обработку ответных сигналов радиолокационного ответчика воздушной цели;

шифратор, формирующий тройки запросных видеоимпульсов;

дешифратор, обеспечивающий формирование сигнала СВОЙ при приеме ответных сигналов с их расстановкой согласно расписанию кодов;

схема контроля, формирующая сигнал НЕИСПРАВНОСТЬ при нарушении работы приемопередающего тракта;

антенно-фидерное устройство, обеспечивающее прохождение, излучение и прием ВЧ сигналов;

переключатель кодов, служащий для установки кодов АМИ, ГИ дешифратора.

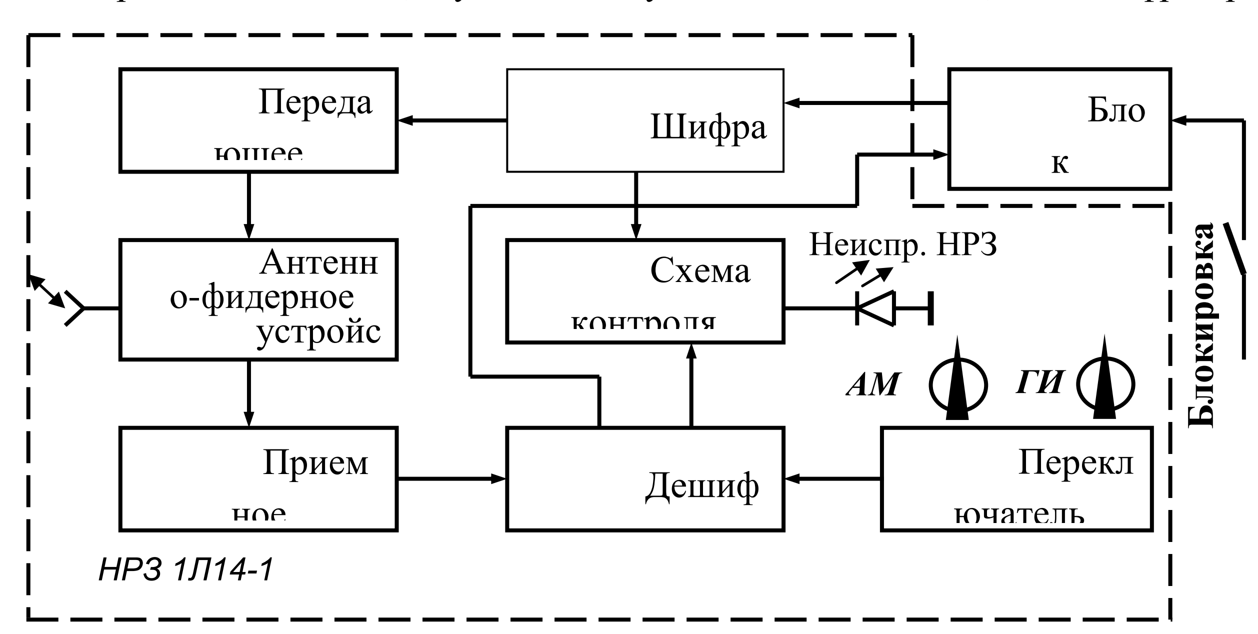


Рис. 5.12. Структурная схема НРЗ 1Л14-1

Функционирование НРЗ происходит следующим образом. Во время четвертого этапа анализа сигналов (0,2 с) блок логики ПМ запускает шифратор, который формирует пачки запросных импульсов. Эти импульсы поступают на передающее устройство, которое формирует соответствующие им пачки высокочастотных запросных импульсов, излучаемые антенно-фидерным устройством в направлении цели. Если в ответчике своей цели установлен код согласно расписанию, то в ответных пачках (по три импульса в пачке) высокочастотных импульсов временные интервалы между импульсами будут соответствовать требуемым.

Принятые антенно-фидерным устройством эти импульсы поступают в приемное устройство, которое выделяет огибающую этих импульсов и подает их на дешифратор. Дешифратор оценивает соответствие временных интервалов этих импульсов временным интервалам, задаваемым положением переключателей АМИ, ГИ НРЗ. Если эти условия соблюдаются, дешифратор вырабатывает сигнал СВОЙ для блока логики. Этот сигнал используется для блокировки пуска ракеты.

Технические характеристики НРЗ 1Л14-1:

время готовности НРЗ, с	3,5
максимальная дальность опознавания, м	(5000 ± 200)
минимальная высота опознавания целей, м	10
разрешающая способность НРЗ по азимуту, град	(25 ± 5)

5.5. Функционирование боевых средств ПЗРК

Функционирование боевых средств ПЗРК "Игла" рассмотрим в два этапа: до вылета ракеты из трубы и во время управляемого полета ракеты.

Функционирование боевых средств ПЗРК до вылета ракеты из трубы

Обстрел визуально наблюдаемой, теплоизлучающей воздушной цели возможен при работе ПМ в режимах "Автомат" или "Ручной". Кроме того, различают пуск навстречу или вдогон. В режиме "Автомат" момент пуска ракеты определяется ПМ, а в режиме "Ручной" – стрелком-зенитчиком. При стрельбе вдогон перед пуском нажимается кнопка *36* ВДОГОН (рис. 5.1), что уменьшает коэффициент передачи контура управления для уменьшения крутизны траектории полета ЗУР при принятом методе наведения.

При принятии решения на обстрел визуально наблюдаемой цели стрелок-зенитчик путем поворота рычага накола *16* НБП в положение НАКОЛ приводит в действие НБП 9Б238. Хладагент с баллона поступает в охлаждающее устройство

ФП ОК ТГСН и в механизм накола батареи, которая выходит на режим и запитывает элементы трубы, электронный блок ПМ и ТГСН. Блоком разгона и синхронизации (БРС) ПМ (см. рис. 5.8) совместно с блоком датчиков трубы и катушками разгона ТГСН производится разгон ротора гироскопа. При достижении требуемой скорости вращения ротора частотное реле БРС отключает питание с БРС, а дальнейшее поддержание требуемой скорости вращения ротора обеспечивается системой стабилизации оборотов ТГСН (см. рис. 2.24). Во время разгона ротора трактом арретира ПМ совместно с усилителем коррекции и катушкой пеленга ТГСН производится арретирование оси ротора с совмещением его оптической оси с продольной осью трубы. После окончания разгона ротора его оптическая ось смещается на 5^0 ниже оси трубы. Для этого трактом арретирования ПМ используется сигнал с обмотки заклона (ЗАКЛОН 5^0) блока датчиков трубы (см. рис.5.10). При переводе пускового крючка ПМ в положение РР или РП оптическая ось ТГСН совмещается с линией прицеливания (10^0 ниже оси трубы), для чего трактом арретирования ПМ используется сигнал ЗАКЛОН 10^0 с обмотки заклона.

В режиме пуска "Автомат" после прицеливания пусковой крючок ПМ нажимается сразу до упора. Ротор гироскопа разарретируется и появляется световая (лампа на задней стойке прицела) и звуковая (телефон в ПМ) информация. Пуск в режиме "Автомат" возможен, если в течение 0.8 с после нажатия на пусковой крючок будут выполнены условия, контролируемые блоком логики ПМ (см. рис. 5.10):

сигнал от цели превышает сигнал от фона (обнаружитель цели);

СКЦ ТГСН надежно удерживает в поле зрения цель, имеющую угловую скорость не менее 4 град/с (блок логики и обнаружитель цели);

угол между оптической осью гироскопа и линией прицеливания трубы должен быть не более 2^0;

угловая скорость линии визирования не превышает 12 град/с (блок сигналов коррекции);

цель не отвечает на запрос НРЗ.

При выполнении этих условий ПРП блокируется и выдает сигнал на блок реле (см. рис. 5.11), которое подает сигнал на электровоспламенитель ПАД и блок взведения рулевого отсека. Через 0,72 с (время выхода на режим бортовых источников энергии) напряжение подается на электровоспламенитель стартового двигателя, который срабатывает и выбрасывает ракету из трубы со скоростью 28 м/с, придавая ей вращение вдоль продольной оси до 20 об/с.

При движении ракеты по трубе происходит срезание трубки подвода хладагента к ТГСН, расстыковка ракеты с вилкой бортразъема трубы и обрыв проводов контактной сети двигательной установки.

Стартовый двигатель заканчивает работу в трубе и останавливается в ней с помощью улавливающей втулки и разжимного кольца. Форсом пламени стартового двигателя поджигается лучевой воспламенитель замедленного действия, установленный в сопловом блоке маршевого двигателя.

При вылете ракеты из трубы происходит раскрытие рулей, пластин дестабилизаторов и крыльевого блока.

В режиме "Ручной" после накола НБП прицеливания и перевода пускового крючка в среднее положение (до первого упора) ротор гироскопа разарретируется, появляются световая и звуковая информация.

Автомат разарретирования и пуска в течение 0,6 с производит анализ сигнала от цели и выполнение условий:

сигнал от цели больше сигнала от фона;

СКЦ надежно удерживает цель, имеющую скорость не менее 4 град/с;

угол между оптической осью гироскопа и линией прицеливания трубы должен быть не более 2^0;

угловая скорость линии визирования меньше 12 град/с.

Если эти условия выполняются, то выдается сигнал на НРЗ, который производит опознавание цели. Если цель не отвечает ("чужой") через 0,2 с информация об этом поступает с НРЗ на АРП. При нажатии пускового крючка до упора АРП блокируется, напряжение поступает на блок реле и далее процесс протекает аналогично режиму "Автомат".

В случае потери цели ротор гироскопа ТГСН автоматически арретируется в обоих режимах пуска.

Если по запросу НРЗ цель отвечает правильным кодом ("свой"), то в обоих режимах пуска блок логики АРП выдает запрет на пуск. Об этом свидетельствуют прерывания сигналов звуковой и световой информации с частотой 12,5 Гц, которые продолжаются до возвращения пускового крючка в исходное положение.

Если сигнал от цели меньше сигнала от фона, ротор гироскопа периодически (с частотой 2,5 Гц) арретируется, о чем свидетельствует прерывание с этой же частотой световой и звуковой информации.

Принцип действия аппаратуры ракеты в полете

Через 0,33...0,5 с после срабатывания стартового двигателя (на удалении не менее 5,5 м от стрелка-зенитчика) лучевой воспламенитель замедленного действия воспламеняет маршевый заряд двигательной установки, ракета разгоняется до маршевой скорости, которая поддерживается в полете за счет

второго режима работы двигателя (горение топлива по меньшей площади).

Поддержание скорости вращения ракеты относительно продольной оси обеспечивается за счет наклона плоскостей пластин крыльев и дестабилизаторов относительно продольной оси ракеты на угол 1,5…2^0 .

При вылете ракеты из трубы раскрываются рули, замыкаются контакты размыкателя блока взведения (см. рис. 4.19) и напряжение с конденсаторов С1 и С2 блока взведения подается на электровоспламенители (ЭВ) порохового управляющего двигателя (ПУД) и взрывателя (ВЗ), а плюсовой вывод БИП подключается к ВЗ.

При срабатывании ЭВ ПУД воспламеняется заряд ПУД, пороховые газы которого, проходя через распределительную втулку и сопла, осуществляют управление ракетой на начальном участке траектории полета по командам со схемы управления полетом на начальном участке УВК и разворот ракеты для придания ей необходимых углов упреждения и возвышения.

При срабатывании ЭВ1 ВЗ (см. рис. 4.23) одновременно поджигаются пиротехнический предохранитель ВЗ и пиротехническая запрессовка механизма самоликвидации. На начальном участке траектории под действием осевого ускорения от работы двигательной установки проседает блокирующий (инерционный) стопор предохранительно-детонирующего устройства ВЗ и не препятствует развороту поворотной втулки. Через 1,0…1,9 с (на удалении около 180 м от стрелка-зенитчика) прогорает пиротехнический предохранитель, поворотная втулка под воздействием возвратной пружины разворачивается в боевое положение (замыкаются контакты поворотной втулки и ось капсюля-детонатора совмещается с осью детонатора ВЗ), ВЗ подключается к БИП ракеты и готов к действию (см. рис. 4.24, 4.25).

В процессе слежения за целью СКЦ ТГСН формирует сигнал, пропорциональный угловой скорости линии визирования ракета-цель ($\dot{\varepsilon}_{л}$), который используется как самим СКЦ для автосопровождения цели, так и УВК для формирования команд управления полетом ракеты в соответствии с выбранным методом наведения. УВК вырабатывает суммарный сигнал управления на частоте вращения ракеты (см. рис. 2.27), который поступает на рулевую машинку, обеспечивающую формирование требуемой управляющей силы.

При приближении ракеты к цели на расстояние 400...600 м схема ближней зоны совместно со схемой смещения вырабатывает команды управления, смещающие центр группирования траекторией полета ракеты со среза сопла цели в центр ее планера.

При встрече ракеты с целью срабатывают контактные датчики цели ВЗ (магнитный вихревой генератор – ГМД1 и магнитный индукционный генератор – ГМД2), от которых последовательно срабатывают капсюль-детонатор, детонатор и боевая часть (см. рис. 4.23). Детонационный импульс через трубку взрывателя передается к заряду взрывного генератора, происходит его срабатывание и подрыв остатков топлива двигательной установки при их наличии.

При промахе ракеты (по истечении 14...17 с) прогорает пиротехническая запрессовка механизма самоликвидации ВЗ, форс пламени которой последовательно приводит в действие капсюль-детонатор, детонаторы ВЗ и БЧ и подрыв боевой части, трубки взрывателя и взрывного генератора для самоликвидации.

Помехоустойчивость контура управления полетом ракеты обеспечивается наличием двух фотоприемников в СКЦ ТГСН, работающих в различных спектральных диапазонах (см. рис. 1.12), сигналы с которых сравниваются схемой переключения СКЦ (см. рис. 4.6). Если уровень сигнала с ФП основного канала превышает уровень сигнала с ФП вспомогательного канала, то источником излучений является цель; если сигнал не превышает уровня сигнала с ФП вспомогательного канала, то источником излучения является помеха.

Особенности функционирования боевых средств ПЗРК других модификаций

Отличие в функционировании боевых средств ПЗРК других модификаций определяются особенностями устройства элементов комплексов, рассмотренных в разделах 2, 3 и 4.

Функционирование ПЗРК "Игла-1" при обстреле воздушных целей отличается от рассмотренного выше функционирования ПЗРК "Игла" тем, что прерывание звуковой и световой сигнализации с частотой 2,5 Гц производится не только при несоответствии соотношения сигнал/фон, но и при обстреле малоскоростной цели в режиме "Автомат" (при $\dot{\varepsilon}_л \leq 1{,}5$ град/с) Кроме того, во время анализа сигналов не контролируется ошибка сопровождения 2^0.

Функционирование ПЗРК "Стрела-3" при обстреле воздушных целей отличается от рассмотренного выше функционирования ПЗРК "Игла-1" тем, что после разгона ротора гироскопа оптическая ось СКЦ заклоняется выше линии прицеливания на 3^0 для запоминания уровня излучения фона в районе цели и совмещается с линией прицеливания после нажатия на пусковой крючок. Так как в составе боевых средств комплекса отсутствует встроенный НРЗ, то время анализа сигналов ПМ составляет 0,6 с. В связи с отсутствие в составе бортовой

аппаратуры ракеты схемы управления на начальном участке и ПУД стрелку-зенитчику необходимо перед пуском ракеты придать ракете требуемые углы упреждения и возвышения с помощью штыря упреждений 4 и меток на трубе (см. рис. 5.3).

Функционирование ПЗРК "Стрела-2М" при обстреле воздушных целей отличается от рассмотренного выше функционирования ПЗРК "Стрела-3" тем, что оптическая ось ротора гироскопа как в процессе разгона, так и после него арретируется вдоль продольной оси трубы и линии прицеливания.

Контрольные вопросы

1. Перечислить состав пусковых средств ПЗРК.
2. Каковы назначение и состав пусковой трубы 9П39?
3. С какой целью линия прицеливания заклонена вниз на 10^0 относительно продольной оси трубы?
4. Пояснить назначение и функционирование механизма бортразъема.
5. Пояснить назначение, состав и принцип действия НБП 9Б238.
6. Как отличить использованный НБП от неиспользованного?
7. Каковы назначение, состав и технические характеристики ПМ 9П516-1?
8. Какие функции выполняет электронный блок ПМ 9П516-1?
9. Пояснить принцип действия ПМ 9П516-1.
10. Назначение, состав и принцип действия блока разгона и синхронизации ПМ 9П516-1.
11. Каковы назначение и состав автомата разарретирования и пуска ПМ 9П516-1?
12. Назначение, состав и принцип действия блока сигналов коррекции.
13. Пояснить назначение, состав и функционирование тракта арретира ПМ 9П516-1 при подготовке ракеты к пуску.
14. Назначение, состав и функционирование обнаружителя цели ПМ 9П516-1 при анализе сигнала с ТГСН. Каковы отличия в функционировании обнаружителя цели при использовании ракет 9М39 и 9М313?
15. Каковы назначение, состав и принцип действия блока логики?
16. Назначение, состав и функционирование электронного реле времени анализа.
17. Пояснить назначение, состав и функционирование схемы автоматического разарретирования.
18. Каким образом производится оценка надежности слежения ТГСН за целью?
19. Ответить, каким условиям соответствует следующая световая и звуковая информация (ответ обосновать):

прерывается с частотой 2,5 Гц;

прерывается с частотой 12,5 Гц;

постоянно присутствует в течение 1,52 с после перевода пускового крючка в положение РП;

постоянно присутствует по истечению 1,52 с после перевода пускового крючка в положение РП.

20. Объяснить назначение, состав и функционирование блока реле ПМ 9П516-1.

21. Каковы основные отличия ПМ других модификаций ПЗРК от ПМ 9П516-1?

22. Назначение, состав и принцип действия НРЗ 1Л14-1.

ЧАСТЬ III. ОСНОВЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ БОЕВЫХ СРЕДСТВ ПЗРК

6. СОДЕРЖАНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПО ХРАНЕНИЮ И ТРАНСПОРТИРОВАНИЮ БОЕВЫХ СРЕДСТВ КОМПЛЕКСА

6.1. Содержание эксплуатации

Эксплуатация – это стадия жизненного цикла образца вооружения с момента принятия воинской частью от завода-изготовителя или ремонтного предприятия до его снятия с эксплуатации, списания. Эксплуатация образца вооружения содержит следующие этапы:

приведение образца вооружения в установленную степень готовности к использованию;

поддержание образца вооружения в установленной степени готовности к использованию;

использование образца вооружения по назначению;

хранение образца вооружения;

транспортирование образца вооружения при эксплуатации.

На каждом из этих этапов обеспечивает жизненный цикл образца вооружения техническая эксплуатация. Она включает техническое обслуживание (регламентные работы), текущий ремонт, эвакуацию, категорирование и т.п.

Технической эксплуатацией образца вооружения наряду с расчетом (экипажем) занимается весь инженерно-технический состав части.

Боевые средства комплекса всегда должны быть исправны и готовы к немедленному боевому применению. Постоянная боевая готовность боевых средств комплекса и безопасность в обращении с ними обеспечивается строгим выполнением правил эксплуатации. Нарушение этих правил приводит к выходу из строя боевых средств комплекса и может повлечь за собой несчастные случаи. Для боевых средств комплекса установлены следующие режимы эксплуатации: хранение, транспортирование, техническое обслуживание (регламентные работы), боевое применение (использование по предназначению).

Использование по предназначению боевых средств комплекса осуществляется в боевой обстановке или на полигонах при выполнении задач курса стрельб по имитируемым воздушным целям, а также при несении боевого дежурства. Основы боевого применения ПЗРК, включающие вопросы положений боевых ресурсов комплекса, последовательности их перевода в различные

положения, выбора огневой позиции, вида пуска в зависимости от фоновой обстановки, последовательности действий оператора при подготовке к пуску и риска ракеты в различных условиях обстановки (и др.) подробно изложены в [21]. В учебных целях использование боевых средств комплекса не предусматривается, поэтому в мирное время основным режимом эксплуатации боевых средств является хранение. Для обучения и тренировок стрелков-зенитчиков используются учебно-тренировочные средства комплекса.

Хранение – это содержание боевых средств комплекса в специально отведенном месте в заданном состоянии, обеспечивающее поддержание всех характеристик боевых средств в пределах норм, установленных технической документацией, в течение требуемых сроков. Боевые средства содержатся, как правило, в штатной укупорке в режиме длительного хранения. При этом ракеты в трубах содержатся в окончательно снаряженном виде по общим нормам и правилам хранения боеприпасов (ПТУР) с учетом требований эксплуатационной документации на комплекс.

Транспортирование – это производство погрузочно-разгрузочных работ и перемещение боевых средств комплекса в штатной укупорке с одного места их расположения в другое с помощью различных транспортных средств. Необходимость транспортирования различными видами транспорта объясняется главным образом требованием маневрирования боевыми средствами комплекса в необходимом направлении и в требуемое время.

Техническое обслуживание (регламентные работы) – это комплекс работ по поддержанию боевых средств комплекса в боеготовом состоянии. Боевые средства комплекса считаются боеготовыми, если они работоспособны, приведены в исходное, установленное эксплуатационной документацией, положение и подготовлены к использованию по предназначению. При этом с ПМ проводится техническое обслуживание, а с ракетой в трубе – регламентные работы. Проведение технического обслуживания (регламентных работ) предусматривает контроль готовности боевых средств к использованию по предназначению, который заключается в проверке технического состояния средств в объеме, предусмотренном инструкцией по эксплуатации 9В866.00.000.ИЭ с помощью контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) подвижного контрольного пункта (ПКП) 9В866 (КПА 9Ф719). Ракеты в трубе и ПМ, признанные негодными по результатам проверки на ПКП 9В866 (КПА 9Ф719), подлежат отправке в ремонтные органы.

Ремонт боевых средств ПЗРК в войсковых условиях не предусмотрен. Однако инструкцией по эксплуатации ПЗРК разрешается выполнение

лакокрасочных работ и операций по замене отдельных неисправных элементов ПТ и ПМ из состава группового комплекта ЗИП ракеты и ПМ соответственно.

На итоговых и контрольных проверках назначенной комиссией осуществляется оценка состояния боевых средств комплекса. Комиссия устанавливает:

техническое состояние боевых средств, исправность укупорочных ящиков, их пригодность к боевому использованию и дальнейшему хранению;

отсутствие запрещенных к применению пусковых труб с ракетами, соответствие на ящиках и боевых средствах данным, указанным в учетной документации;

своевременность технического обслуживания (регламентных работ) с боевыми средствами и правильность заполнения формуляров;

выполнение требований по хранению, уходу и сбережению боевых средств;

характер и объем работ, необходимых для устранения выявленных дефектов.

Сохранность и постоянная боевая готовность средств комплекса зависят от условий хранения, а также от своевременного и качественного проведения технического обслуживания (регламентных работ).

Боевое применение боевых средств заключается в использовании их по назначению в данных условиях на любом временном отрезке от начала эксплуатации до выработки ресурса. Из боевых средств комплекса многократно используются только ПМ и ПТ (после снаряжения ПТ ракетой на заводе-изготовителе). Боевому применению предшествует ряд мероприятий по переводу боевых средств в готовность к использованию по назначению (приведение боевых средств в походное положение, перевод их из походного положения в боевое, выбор огневой позиции, вида стрельбы, режима пуска и др.). К боевым пускам допускаются лица, прошедшие подготовку по специальной методике и аттестованные в установленном порядке. В связи с конструктивными особенностями построения ПЗРК необходимо выделить ряд правил эксплуатации боевых средств комплекса.

Для обеспечения сохранности боевых средств комплекса и поддержания их в постоянной боевой готовности запрещается [11, 12]:

производить пуск ракет, если угол между направлениями на цель и Солнце менее 20 град;

направлять ракету в трубе при снятой передней крышке на Солнце;

нажимать на кнопку ВДОГОН на трубе после накола НБП при пуске навстречу;

снимать переднюю и заднюю крышки трубы при ежедневных осмотрах;

приводить в действие НБП, если пуск ракеты не предвидится;

отстыковывать без надобности от пусковой трубы НБП;

снимать без надобности защитный колпак со штуцера запасного НБП;

подстыковывать НБП к пусковой трубе при положении рычага накола в положении НАКОЛ;

размещать боевые средства комплекса без укупорки на полу кузова транспортного средства во время движения;

допускать падения и удары боевых средств комплекса о грунт, кузов, борт транспортного средства и другие твердые предметы.

При эксплуатации боевых средств комплекса необходимо строго соблюдать правила безопасности, установленные для работы с боеприпасами. Личный состав обязан бережно относиться к боевым средствам комплекса. При случайном падении необходимо действовать согласно требованиям, изложенным в табл. 6.1.

О случаях падения ракет и ПМ, когда это приводит к невозможности их дальнейшей эксплуатации или к проведению технического обслуживания, необходимо сделать соответствующую запись в формуляре и немедленно доложить по команде.

Для обеспечения безопасности личного состава категорически запрещается:

извлекать ракету из трубы;

нажимать на рычаг сброса пускового крючка и переводить рычаг накола НБП в исходное положение после срабатывания ПАД до схода ракеты;

переводить рычаг накола НБП в исходное положение, не отстопорив пусковой крючок;

производить пуск ракеты без защитных очков;

производить пуск ракеты из положения стоя при угле возвышения трубы более 70 град, а из положения с колена – более 50 град;

производить пуск ракеты с перекинутым через голову плечевым ремнем;

производить пуск ракеты, если сзади стрелка-зенитчика на расстоянии 0,5 м от заднего среза трубы находятся высокие предметы (стена, стенки окопа, земляной вал и т. п.);

наклонять трубу передним торцом вниз в случае несхода ракеты при пуске;

отстыковывать ПМ от трубы во время работы НБП;

разбирать НБП и подносить его к лицу после приведения в действие.

Боеприпасы и легко воспламеняющиеся материалы, а также люди при пусках ракет вне укрытий не должны находиться на расстоянии до 10 м от

стрелка-зенитчика, а на местности, покрытой гравием, щебнем, битым кирпичом и т.п., в секторе шириной 90 град и радиусом до 18 м сзади от стрелка-зенитчика.

Таблица 6.1

Элемент *ПЗРК*	Наличие укупорочного ящика	Высота падения, м	***Необходимые действия***
Ракета в трубе	Вне укупорки	до 1	Внешний осмотр трубы и НБП: при отсутствии механических повреждений допускается использовать для боевого применения; при обнаружении повреждений подлежат возврату в службу вооружения части.
		более 1	Подлежит уничтожению в установленном порядке
	В укупорке	до 2	Извлечь ракеты и запасные НБП из ящика, осмотреть их: при отсутствии механических повреждений допускается их боевое применение; при обнаружении повреждений подлежат возврату в службу вооружения части.
		более 2	Подлежит уничтожению в установленном порядке.
ПМ	Вне укупорки	до 1	Внешний осмотр: при отсутствии внешних повреждений ПМ допускается к боевому применению; при обнаружении механических повреждений подлежит возврату в службу вооружения части.
		более 1	Внешний осмотр и проверка на функционирование в объеме ТО-1: при удовлетворительных результатах проверок ПМ допускается для боевого применения; при неудовлетворительных – подлежит возврату в службу вооружения.
	В укупорке	до 2	Внешний осмотр: при отсутствии внешних повреждений ПМ допускается к боевому применению; при обнаружении механических повреждений подлежит возврату в службу вооружения части.

		более 2	Внешний осмотр и проверка на функционирование в объеме ТО-1: при удовлетворительных результатах проверок ПМ допускается для боевого применения; при неудовлетворительных – подлежит возврату в службу вооружения.

Замену использованного НБП следует производить, взявшись рукой за баллон, так как батарея НБП во время работы нагревается, и неосторожное обращение с ней может привести к ожогу. Извлекать запасный НБП из укупорочного ящика и стыковать его с ПТ следует только с соблюдение мер предосторожности, не допуская падения НБП и резких ударов его о твердые предметы.

6.2. Организация хранения боевых средств комплекса

Хранение боевых средств комплекса организуется в соответствии с требованиями, изложенными в Руководстве по эксплуатации ракетно-артиллерийского вооружения и Инструкции по эксплуатации ПЗРК. Оно должно обеспечивать длительную и качественную сохраняемость боевых средств комплекса, поддержание их в исправном состоянии и исключать возможность хищения.

Боевые средства комплекса могут храниться на артиллерийских складах соединений (частей), зенитно-ракетных технических базах (арсеналах) в арочных или подземных хранилищах, наземных обвалованных хранилищах с железобетонным перекрытием, а также в парках на транспортных средствах с соблюдением установленных правил безопасности и норм эшелонирования.

Хранение может осуществляться в отапливаемых и неотапливаемых хранилищах, на специально оборудованных площадках, вне укупорочных ящиков. На хранение ставятся исправные и укомплектованные боевые средства комплекса, прошедшие техническое обслуживание (регламентные работы) [12].

Для ПЗРК установлены следующие виды хранения: кратковременное (сроком от одного месяца до одного года); длительное (сроком более одного года).

При кратковременном хранении объем и периодичность технического обслуживания и регламентных работ такие же, как и при эксплуатации. При длительном хранении техническое обслуживание и регламентные работы проводятся в соответствии с требованиями, указанными в разделе 7.

Боевые средства комплекса сохраняют свои боевые и эксплуатационные характеристики в сроки, указанные в табл. 6.2.

По истечении гарантийного срока эксплуатации и гарантийного километража, указанных в формулярах на боевые средства, с ракетами в трубах выполняются работы согласно Инструкции по продлению сроков технической пригодности ракет типа «Игла» (Ин. АО7775-70МО), а с пусковыми механизмами проводится техническое обслуживание в два раза чаще, чем указано в Инструкции по эксплуатации ПЗРК.

Таблица 6.2

№ п/п	Тип боевого средства ПЗРК	***Условия хранения***	Гарантийные сроки	Сроки технической пригодности
1	9М313 (9М39)	Отапливаемое хранилище **Неотапливаемое хранилище** Открытая площадка Вне укупорочного ящика	10 лет 7 лет 4 года 1 год	*Не установлены*
2	9П519 (9П516)	Отапливаемое хранилище Неотапливаемое хранилище Открытая площадка Вне укупорочного ящика	10 лет 7 лет 4 года 3 года	*Не установлены*

Для защиты от внешних атмосферных воздействий при хранении пусковые трубы, пусковые механизмы, наземные блоки питания, групповые комплекты ЗИП к ракетам и ПМ укладываются в укупорочные ящики.

Укупоркой для ракет в ПТ (9Я694) служит деревянный прямоугольный ящик со съемной верхней крышкой (рис. 6.1), в ложементы которого укладываются две ракеты в ПТ с пристыкованными НБП и двумя запасными НБП в индивидуальных чехлах.

Для предотвращения перемещений ПТ внутри ящика сверху устанавливаются до соприкосновения с ложементами накладки. На резиновую окантовку по периметру укупорочного ящика, покрытую полиизобутиленом, для герметизации упаковки накладывается полиэтиленовое полотно. Сверху укупорочный ящик закрывается крышкой, которая закрепляется восьмью замками патефонного типа, размещенными по периметру ящика.

Каждая ракета в трубе сопровождается формуляром, являющимся основным эксплуатационным документом, который укладывается в пенал,

расположенный на левой торцевой стенке укупорочного ящика. Формуляр на ракету содержит следующие разделы:

- Общие положения.
- Комплект поставки.
- Сведения о комплектации.
- Свидетельство о приемке.
- Свидетельство об упаковке.
- Гарантийные обязательства.
- Сведения о транспортировании изделия.
- Сведения о закреплении изделия при эксплуатации.

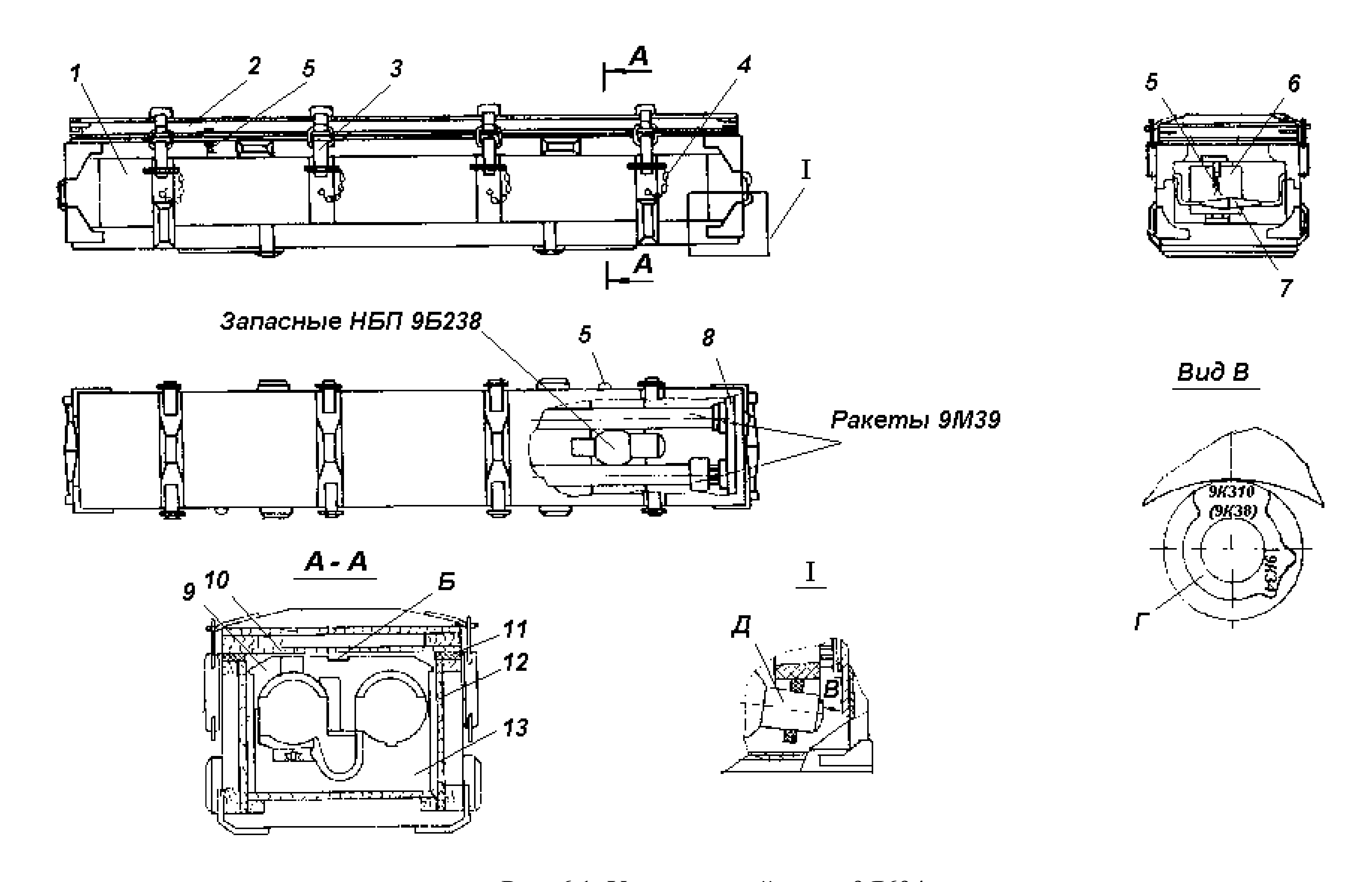


Рис. 6.1. Укупорочный ящик 9Я694:

1 – корпус; *2* – крышка; *3* – замок; *4* – чека с цепочкой; *5* – пломба; *6* – карман; *7* – ручка; *8* – амортизатор; *9* – накладка; *10* – полотно; *11* – окантовка; *12* – полиэтиленовое полотно; *13* – ложемент; *Б* – паз; *Г* – распорное кольцо; *Д* – поверхность

- Сведения о хранении и движении изделия при эксплуатации.
- Сведения о регламентных работах изделия (указывается также и время наработки аппаратуры ракеты в ящиках).
- Сведения о дегазации, дезактивации, дезинфекции и проводимых проверках работ изделия.
- Сведения о рекламациях.
- Особые отметки.

Укупоркой для ПМ служит деревянный ящик (рис. 6.2), в который в чехле укладывается вместе с ПМ и одиночный комплект ЗИП (пакет с тремя парами светофильтров, защитные очки и салфетки). Каждый ПМ сопровождается формуляром, который укладывается в пенал, расположенный в верхней крышке укупорочного ящика посередине замков. Он содержит следующие разделы:

- Общие сведения.
- Общие сведения об изделии.
- Сведения о содержании драгоценных материалов.
- Комплект поставки.
- Свидетельство о приемке.
- Гарантийные обязательства.
- Сведения о хранении.
- Сведения о движении изделия при эксплуатации.
- Сведения о закреплении изделия при эксплуатации.
- Учет работы.
- Сведения о транспортировании изделия.
- Учет неисправностей при эксплуатации.
- Учет технического обслуживания.
- Периодический контроль основных эксплуатационно-технических характеристик ПМ с помощью аппаратуры ПКП.
- Сведения об установлении категории изделия.
- Сведения о ремонте изделия;
- Сведения о результатах проверки инспектирующими и проверяющими лицами.
- Сведения о дегазации, дезактивации и проводимых после этого проверках работы изделия.
- Особые отметки.

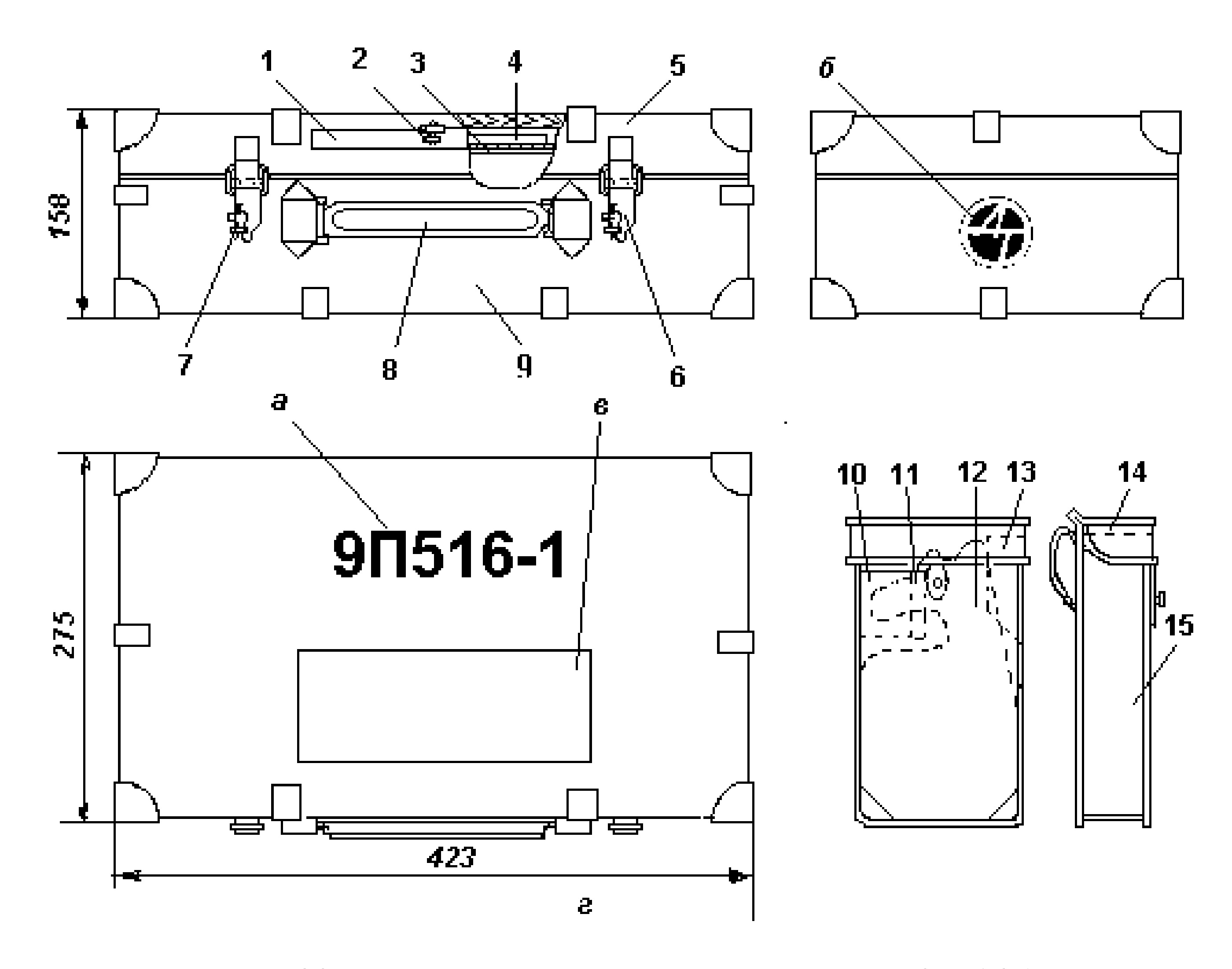


Рис. 6.2. Ящик и чехол для пускового механизма 9П516-1:

1 – пенал; *2* – пломба; *3* – указатель; *4* – формуляр; *5* – крышка; *6* – замок; *7* – пломба; *8* – ручка; *9* – корпус; *10* – пакет со светофильтрами и запасными частями; *11* – ключ; *12* – пусковой механизм 9П516-1; *13* – защитные очки; *14* – салфетка; *15* – чехол; *а* – индекс изделия; *б* – знак авиатранспортабельности; *в* – коды индекса завода-изготовителя, порядкового номера и года изготовления уложенного изделия

Таким образом, формуляры на ракеты и пусковые механизмы отражают техническое состояние и содержат сведения о снаряжении, сборке, хранении, транспортировании, техническом обслуживании (регламентных работах), движении, количестве циклов (для ПМ), наработке аппаратуры (для ракет) средств комплекса. Формуляр на ПМ содержит еще и дополнительные сведения (о категории, ремонте и др.), связанные с тем, что ПМ – изделие многоразового использования, находящееся более длительное время в эксплуатации, чем ракеты.

Укупоркой для групповых комплектов ЗИП ракет и ПМ служат деревянные ящики (рис. 6.3), габаритно-весовые характеристики которых указаны в табл. 6.3.

Таблица 6.3

Характеристик и укупорки ПЗРК	***Тип укупорки***			
	9Я694	Ящик для ПМ	Ящик для группового ЗИП ракет	Ящик для группового ЗИП ПМ
Габариты укупорки, мм: 9К38 9К310	 340×380×1825 340×380×1825	 158×275×423 138×265×423	 157×275×394 157×275×394	 125×298×432 125×298×432
Масса укупорки с боевыми средствами и ЗИП, кг: 9К38 *9К310*	 68 68	 7,6 6	 2,53 6,75	 4,53 7,5

Укупорочные ящики с боевыми средствами и групповыми комплектами ЗИП ракет и ПМ должны быть исправными, плотно закрытыми и опломбированными (места хранения формуляров, замки крышек ящиков).

Боевые средства и групповые комплекты ЗИП к ним в штатных укупорочных ящиках размещаются в хранилищах или на транспортных средствах. Под хранением на транспортном средстве понимается хранение боевых средств комплекса в штатных укупорочных ящиках на машинах народного хозяйства или грунтовых тележках. При этом загрузка укупорочных ящиков допускается выше бортов транспортных средств не более, чем на половину высоты ящика.

Автомобили с прицепами, тележки надежно затормаживаются, укрываются чехлами и опечатываются. Категорически запрещается хранить и перевозить с боевыми средствами комплекса другое имущество, не входящее в его комплект.

Пусковые механизмы хранятся вместе с ракетами, которые размещаются в штабелях по партиям сборки.

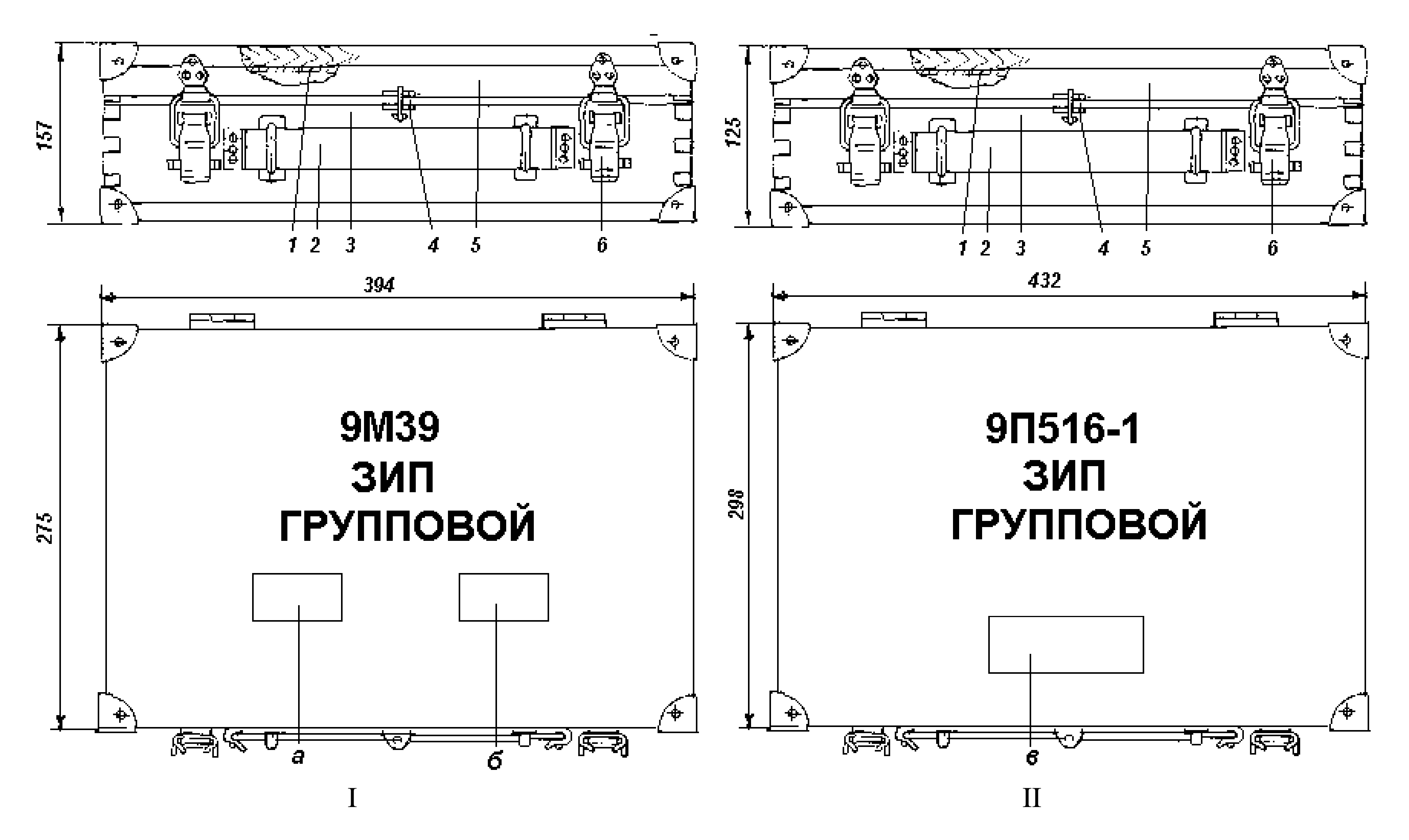


Рис. 6.3. Ящики для группового комплекта ЗИП:
I – ракеты 9М39; II – пускового механизма 9П516-1:
1 – указатель; *2* – ручка; *3* – корпус; *4* – пломба; *5* – замок; *а* – индекс предприятия-изготовителя; *б* – год изготовления; *в* – порядковый номер

Укупорочные ящики с боевыми средствами укладываются крышками вверх и маркировкой в сторону проходов. Размещение боевых средств комплекса в хранилище должно обеспечивать удобство обслуживания, свободный завоз и вывоз их. Укупорочные ящики с ПМ укладываются на верху штабеля с ракетами. Высота такого штабеля не должна быть более десяти рядов укупорочных ящиков с ракетами. Штабеля укладываются на антисептированные стандартные подкладки размером в поперечнике 18×18 см или 27×27 см. Подкладки укладываются так, чтобы обеспечить их устойчивость, проветривание хранилищ в местных условиях, удобство применения средств механизации. Укупорочный ящик с ракетами в трубах укладывается на три подкладки – две под местами расположения вкладышей ящика и одна посередине. Подкладки под штабеля укладываются в одном направлении, как правило, поперек хранилища в направлении вентиляционных люков.

В хранилищах с ракетами против каждой двери должны устраиваться рабочие проходы шириной не менее 1,5 м, смотровые проходы вдоль стен шириной не менее 0,6 м. Для обеспечения проветривания в хранилищах между верхними рядами штабелей и потолком необходимо оставлять свободное пространство не менее 0,6 м. При хранении нагрев боевых средств комплекса до температуры свыше +50°С не допускается.

Для определения типа, вида боевого средства по внешним признакам осуществляется маркировка и окраска боевых средств комплекса и укупорки по установленным правилам. Маркирование боевых средств комплекса производится черной эмалью, а укупорки для них – желтой эмалью при окраске ПТ, ПМ, НБП эмалью защитного цвета, а укупорки – зеленой эмалью. Рассмотрим примеры маркирования боевых средств и укупорки ПЗРК 9К38:

1. Маркировка пусковой трубы с ракетой содержит данные, относящиеся к изготовлению и снаряжению ракеты, а также к изготовителю пусковой трубы.

На сторону, противоположную бортразъему, наносятся (рис. 6.4) черной краской:

индекс пусковой трубы (9П39);

номер партии, год изготовления, индекс предприятия-изготовителя (01-83-2);

учетный номер трубы (01274);

индекс ракеты (9М39);

номер партии, год изготовления, индекс предприятия-изготовителя (01-83-2);

учетный номер ракеты (01274);

номер партии, год снаряжения и индекс предприятия, производившего снаряжение ракеты (01-83-2);

надписи ОФ (осколочно-фугасного действия) и ОК.СНАР (окончательно снаряженная).

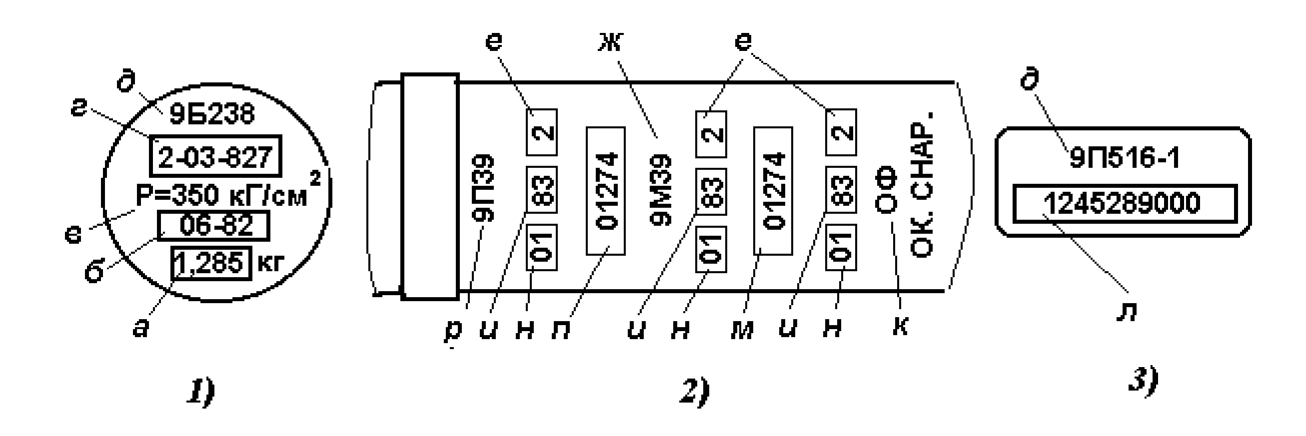


Рис. 6.4. Маркировка боевых средств комплекса:

1 – вид на торец НБП 9Б238; *2* – вид сверху на пусковую трубу с ракетой; *3* – вид на шильдик ПМ 9П516-1; *а* – масса НБП без колпака; *б* - условное обозначение месяца и года изготовления; *в* – рабочее давление; *г* – индекс предприятия изготовителя, порядковый номер изделия, номер партии; *д* – индекс изделия; *е* – индекс предприятия изготовителя; *ж* – индекс ракеты; *и* – год изготовления; *к* – обозначение действия боевой части; *л* - условное обозначение предприятия изготовителя, года изготовления, партии, номера изделия; *м* – учетный номер ракеты; *н* – номер партии; *п* – учетный номер трубы; *р* – индекс трубы

2. Маркировка ПМ содержит данные, относящиеся к его изготовлению. На металлическом шильдике, размещенном на левой стороне ПМ, наносятся (рис. 6.4):

индекс пускового механизма (9П516-1);

условное обозначение предприятия-изготовителя (000);

год изготовления, номер партии и номер изделия (89, 2, 1245).

3. Маркировка наземного блока питания содержит данные, относящиеся к его изготовлению и характеристикам. На торцевую часть батареи НБП черной краской наносятся (рис. 6.4):

индекс наземного блока питания (9Б238);

индекс предприятия-изготовителя, порядковый номер партии и номер изделия (2-03-827);

рабочее давление газа в баллоне (Р = 350кг/см^2);

условное обозначение месяца и года зарядки азотом НБП (06-82);

масса изделия без колпака (1,285 кг).

4. Маркировка укупорки содержит данные о двух ПТ с ракетами, массе и разряде груза и выполняется краской желтого цвета. На лицевую стенку укупорки наносятся (рис. 6.5):

индекс ракеты (9М39);

индекс укупорки (9Я694);

номер партии изготовления ракет (10);

год изготовления ракет (85);

шифр предприятия-изготовителя (2);

заводские номера ракеты (10579, 10580);

номер партии сборки ракет (10);

год сборки ракет (85);

шифр базы, производящей сборку ракет (2);

количество ракет (2 шт.);

надпись ОК. СНАР. (окончательно снаряженные);

масса брутто (68 кг);

предупредительные знаки (, ,), обозначающие соответственно: положение верха укупорки, беречь от ударов, беречь от прямого воздействия солнечных лучей.

На пенале для формуляра ракет наносятся:

индекс ракеты (9М39);

обозначение вида действия боевой части ОФ;

заводские номера ракет (10579, 10580);

номер партии сборки ракет (10);

год сборки ракет (85);

шифр базы, производящей сборку ракет (2).

На крышке укупорочного ящика наносятся:

разряд груза 17 (степень опасности груза);

знак авиатранспортабельности $А_Т$.

5. Маркирование боевых средств и укупорки ПЗРК 9К310 аналогичное с учетом индексов элементов данного комплекса (ЗУР 9М313, ПМ 9П519-1, НБП 9Б238, ПТ 9П322). Для маркировки ПМ 9П519-1 используются те же данные, что и для ПМ 9П516-1. Однако эти данные отображаются на шильдике ПМ по группам с раздельным написанием.

6. На учебно-тренировочные ракеты с ПТ и ПМ, габаритно-весовые макеты (ГВМ), укупорочные ящики из-под них наносятся соответствующие индексы.

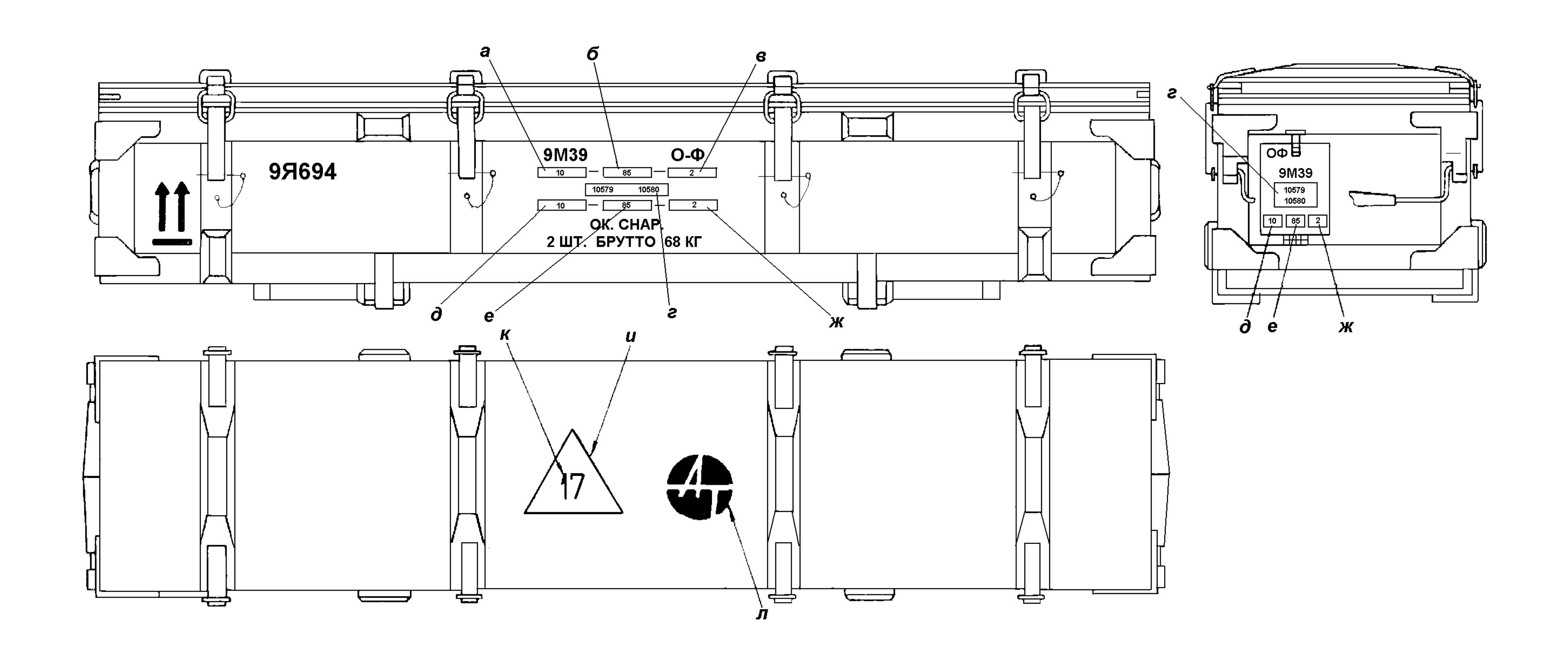


Рис. 6.5. Маркировка укупорочного ящика 9Я694:

а – номер партии изготовления ракет; *б* – год изготовления ракет: *в* – номер (шифр) предприятия- изготовителя; *г* – заводские номера ракет; *д* – номер партии сборки ракет; *е* – год сборки ракет; *ж* – номер (шифр) базы, производившей сборку ракет; *и* – знак опасности груза; *к* – разряд груза; *л* – знак авиатранспортабельности.

Таковыми индексами обозначаются механизм тренировочно-практический 9Ф643.02.000, пусковая труба 9Ф726.05.000 с тренировочно-практической ракетой многоразового использования 9Ф726.02, пусковая труба 9Ф727.00.000 с учебно-тренировочной ракетой 9Ф727.03.000, механизм учебный 9Ф728.00.000, габаритно-весовой макет (ГВМ) 9К38 и др. При этом надписи о НБП, номере партии, годе снаряжения и шифре предприятия, производившего снаряжение ракеты, на учебных средствах отсутствуют. На ПТ с УТР, укупорочных ящиках из-под средств комплекса наносится надпись УЧЕБН. На корпус учебно-разрезной ракеты, ПМ, торцы и боковую стенку укупорочного ящика наносится надпись РАЗРЕЗНАЯ. На ПТ и ПМ ГВМ комплекса имеется надпись МАКЕТ.

6.3 Организация транспортирования боевых средств комплекса

Боевые средства комплекса могут транспортироваться в пределах Республики Беларусь:

автомобильным транспортом (грузовые автомобили народного хозяйства);

железнодорожным транспортом (вагоны, полувагоны);

воздушным транспортом (самолеты, вертолеты военно-транспортной авиации);

речным транспортом (баржи, паромы, сухогрузные теплоходы).

Транспортирование боевых средств комплекса указанными видами транспорта осуществляется в штатной укупорке в строгом соответствии с действующими руководствами по перевозкам боеприпасов и Инструкцией по эксплуатации ПЗРК [11,12].

При производстве погрузочно-разгрузочных работ необходимо соблюдать действующие правила, установленные для погрузки и разгрузки боеприпасов. Для погрузочно-разгрузочных работ с ракетами применяются электрические и автомобильные погрузчики, транспортеры, рольганги и другие средства механизации. Допускается выполнение погрузочно-разгрузочных работ без применения средств механизации (вручную). При проведении этих работ должны быть приняты меры, исключающие возможность падения укупорочных ящиков с боевыми средствами комплекса. При этом транспортные средства (вагоны, полувагоны, автомобили) должны быть заторможены. Применяемое при транспортировании оборудование должно быть исправно, на него должна быть правильно оформленная сопроводительная документация, а грузоподъемные (грузозахватные) средства, кроме того, должны быть освидетельствованы.

Запрещается вместе с боевыми средствами комплекса перевозить взрывчатые и горючие материалы, допускать нагрев боевых средств до температуры +50°С.

Автомобильный транспорт – основной вид транспорта для перевозки боевых средств комплекса, но с ограниченными возможностями по грузоподъемности. Транспортирование боевых средств комплекса автомобильным транспортом народнохозяйственного назначения (автомобилями типа ГАЗ, ЗиЛ, УРАЛ и др.) с максимальными для данного транспорта и вида дорог скоростями допускается на расстояние до 5000 км. Значения расстояний транспортирования боевых средств должны быть записаны в разделы 11 и 7 формуляров соответственно ПМ и ЗУР.

В кузов автомобиля укупорочные ящики укладываются плотно, надежно закрепляются от перемещения подручными средствами (распорные и упорные бруски, доски, проволочные стяжки и др.) и укрываются брезентом от дождя, снега, грязи и прямого воздействия солнечных лучей. Запрещается укладка ящиков с ракетами выше борта автомобиля более, чем на половину высоты укупорочного ящика. Совместно с ракетами допускается транспортирование необходимого количества пусковых механизмов и электронных планшетов в ящиках. Схемы укладки ящиков с ракетами на автомобилях ГАЗ-66 и ЗиЛ-131 приведены на рис. 6.6.

Нормы погрузки укупорочных ящиков ракетами на автомобили ГАЗ-66 и ЗиЛ-131 указаны в табл. 6.4. При наращивании бортов автомобилей или использовании других марок машин нормы загрузки будут изменяться.

Таблица 6.4

Тип автомобиля	Количество рядов ящиков	Размещение ящиков в одном ряду				Общее количество ящиков, шт.	Общая масса, кг
		В нижнем ряду		Во 2-м и 3-м рядах			
		Поперек кузова	Вдоль кузова	Поперек кузова	Вдоль кузова		
ГАЗ-66	3	3	3	3	5	22	1540
ЗиЛ-131	3	9	1	9	1	30	2040

Транспортирование ракет в трубах с пристыкованными наземными блоками питания на объектах бронетанковой техники производится в спецукладках. Боевые средства комплекса без укупорочных ящиков возможно транспортировать на боевых бронированных машинах типа БМП-1 (2, 3), БМД на расстояние до 3000 км, типа БТР-60ПБ (70, 80) – до 5000 км.

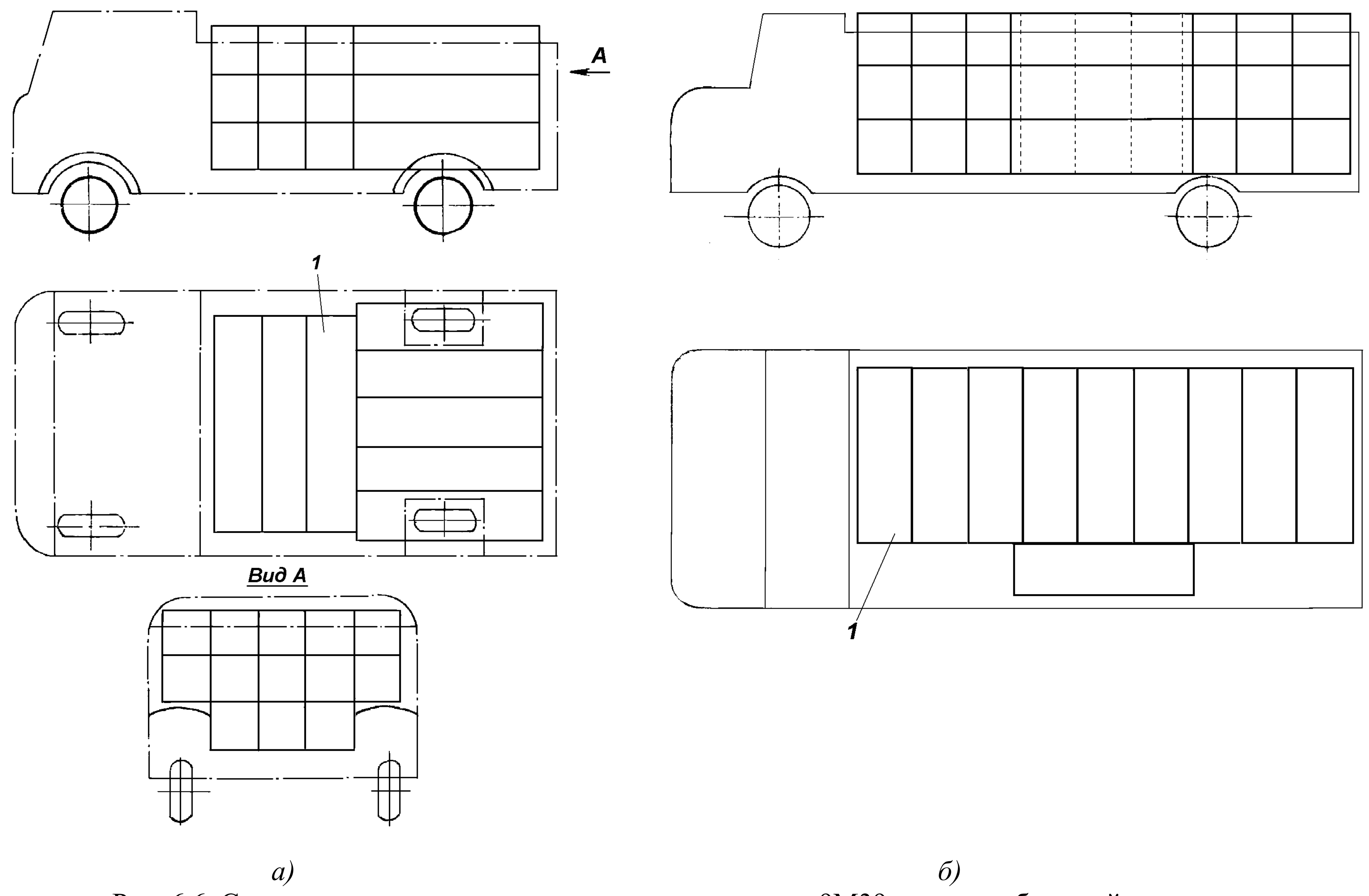


Рис. 6.6. Схема укладки укупорочных ящиков с ракетами 9М39 на автомобильный транспорт:
а – на автомобиль ГАЗ-66; *б* – на автомобиль ЗИЛ-131; *1* – укупорочный ящик с ракетами 9М39

При совершении марша стрелком-зенитчиком с ПЗРК на транспортном средстве пусковую трубу с пристыкованными ПМ и НБП необходимо держать на коленях в горизонтальном положении. Допускается ставить ПТ передним торцом на пол (днище) кузова машины.

Железнодорожный транспорт является также основным видом транспорта для перевозки боевых средств комплекса в укупорочных ящиках. Для перевозок применяются крытые четырехосные вагоны грузоподъемностью 68 и 64 тонны, полувагоны грузоподъемностью 69 тонн.

Транспортирование боевых средств комплекса железнодорожным транспортом производится без ограничения дальности и скорости. Укупорочные ящики укладываются в штабели и надежно закрепляются подручными и штатными средствами. Боевые ракеты ПЗРК относятся к разрядным грузам (разряд груза 17). Их транспортирование осуществляется в соответствии с Правилами перевозок по железнодорожным и воздушным путям сообщения боеприпасов, взрывчатых и сильно действующих ядовитых веществ. Перед погрузкой боевых средств комплекса вагоны осматриваются в целях проверки исправности стен, крыш, пола, надежности закрывания люков и дверей, отсутствия ранее перевозимых грузов и загрязнений. Люки вагонов закрываются изнутри. В вагонах укупорочные ящики с ракетами устанавливаются на дно продольной осью поперек вагона и укладываются в штабеля крышками вверх высотой не более шести ящиков. Ящики с ПМ, групповыми комплектами ЗИП и электронными планшетами укладываются в верхних рядах штабеля.

В полувагонах высота штабеля не должна превышать высоты стенки полувагона. Штабель должен быть укрытым. Рекомендуется укрытие осуществлять деревянными щитами. Для закрепления штабелей в вагонах (полувагонах) свободное пространство заполняется порожней укупоркой или деревянными брусками. На бортах вагонов (полувагонов) наносятся надписи (в случае отсутствия) с указанием на недопустимость толчков, спуска с горок и резкого торможения, а в перевозочных документах указывается разряд груза.

Схема погрузки укупорочных ящиков с ракетами в крытый вагон грузоподъемностью 68 т приведена на рис. 6.7.

Укладку укупорочных ящиков с ракетами в вагоны других типов следует производить применительно к данной схеме погрузки. Технические характеристики основных железнодорожных вагонов указаны в табл. 6.5.

В вагоны типа 9Т62, 9Т63, 9Т610 укупорочные ящики устанавливаются на передвижной раме вагона пакетами. Ящики в пакеты собираются и увязываются на грунте (площадке) с помощью четырех брусков и четырех проволочных стяжек

с установкой проволочных колец на верхних брусках. В пакете ящики устанавливаются в 6 рядов по 4 ящика в ряду (всего 24 ящика).

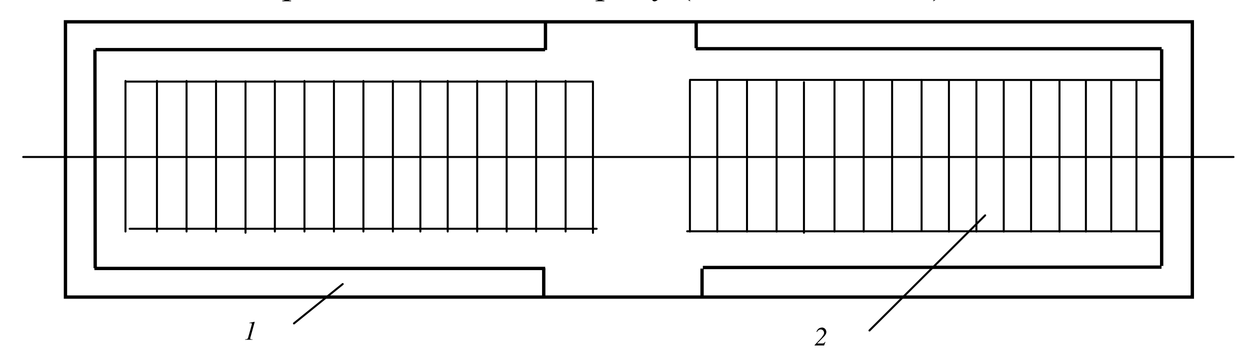


Рис. 6.7. Схема укладки ящиков с ракетами в крытый железнодорожный вагон грузоподъемностью 68 тонн:
1 – вагон; *2* – укупорочный ящик с ракетами

Таблица 6. 5

Характеристики	Полувагоны		Крытые вагоны	
	69-тонные с цельнометаллическим кузовом	94-тонные с цельнометаллическим кузовом	68-тонные с цельнометаллическим кузовом и уширенными дверными проемами	64-тонные с деревянной обшивкой кузова
Внутренние размеры вагона, мм:				
длина	12076	14338	13800	13430
ширина	2878	2908	2764	2750
высота	2060	2365	2737	2402
Размер дверного проема (ширина для полувагонов), мм	2530	2526	3825×2304	1830×2150
Площадь пола, м^2	34,6	41,6	38,2	36,9

Ориентировочные нормы загрузки вагонов укупоркой с ракетами приведены в табл. 6.6.

Таблица 6.6

№ п/п	Тип вагона (полувагона)	Количество рядов	Количество ящиков в одном ряду	Всего ящиков	Масса груза, кг
1	Крытый грузоподъемностью 64 т	6	34	204	13872
2	***Крытый грузоподъемностью 68 т***	6	34	204	13872

3	Полувагон грузоподъемностью 69 т	6	30	180	12240
4	Полувагон грузоподъемностью 94 т	6	36	216	14688

Пакеты с укупорочными ящиками с помощью грузозахватного приспособления устанавливаются на передвижную раму вагона с последующим их креплением тросовыми растяжками. На передвижной раме вагонов типа 9Т62 можно установить до 7 пакетов с укупорочными ящиками, типа 9Т63 – до 5 пакетов, типа 9Т610 – до 8 пакетов. Схема размещения и крепления укупорочных ящиков с ракетами на передвижной раме вагона 9Т62 показана на рис. 6.8.

Воздушный транспорт применяется для доставки боевых средств комплекса в случаях, когда использование наземного транспорта невозможно или по условиям обстановки нецелесообразно. Для транспортирования укупорочных ящиков с боевыми средствами ПЗРК используются воздушные суда: военно-транспортные самолеты типа Ан-12, Ил-76, вертолеты типа Ми-6.

Транспортирование боевых средств комплекса в негерметизированных кабинах допускается на высотах до 12000 м без ограничения дальности и скорости полета. Авиатранспорт должен быть подготовлен к транспортированию ракет согласно действующим документам по инженерно-авиационной службе ВВС и укомплектован такелажно-швартовочным оборудованием в соответствии с возможностью комплектации самолета (вертолета). За подготовку самолета (вертолета) к погрузке (выгрузке), правильность погрузки (выгрузки), крепление и своевременную доставку боевых средств комплекса к месту назначения несет ответственность командир экипажа самолета (вертолета). Экипаж, участвующий в работах с ракетами, должен пройти инструктаж по правилам проведения работ с ракетами.

Технические характеристики и размеры грузовых кабин, люков транспортных самолетов, вертолетов приведены соответственно в табл. 6.7. и 6.8.

Таблица 6.7

Тип самолета (вертолета)	Максимальная взлетная масса, т	Крейсерская скорость полета, км/ч	Практический потолок, м	Макс. заправка топлива, т	Макс. нагрузка, т	Практическая дальность полета, км	
						с макс. заправкой топлива	с макс. нагрузкой
Ан-12БП	61,0	580	9000	20,9	20,0	5000	540
Ил-76	170,0	765	10000	84,0	до 42,0	9500	2900
Ми-6	42,5	250	4500	13,3	0,9	430	250

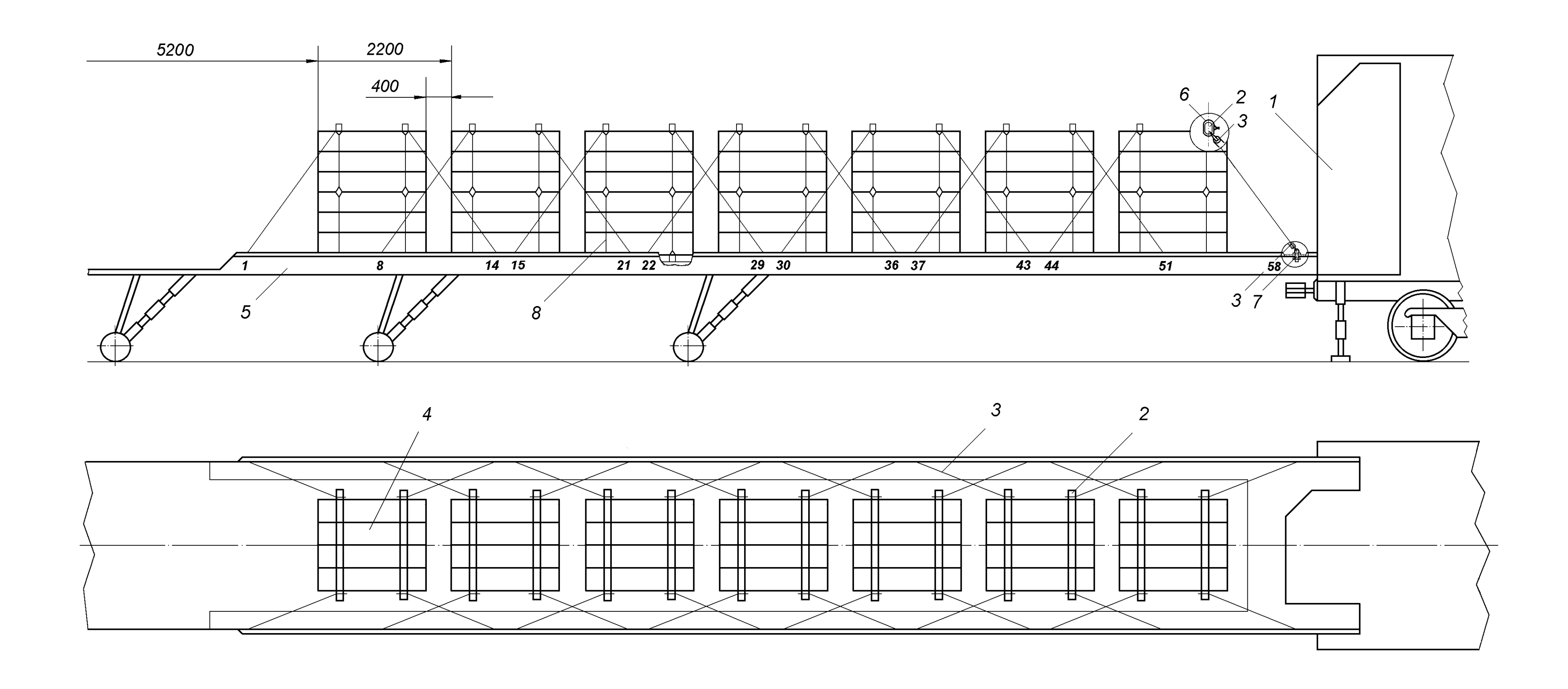


Рис. 6.8. Схема размещения и крепления ящиков 9Я694 с ракетами 9М39 на передвижной раме вагона 9Т62:
1 – вагон 9Т62; *2* – деревянный брусок 100×100×1900 мм; *3* – тросовая растяжка (28 шт.); *4* – ящик 9Я694 с ракетами 9М39; *5* – передвижная рама; *6* – кольцо из проволоки в шесть нитей (28 шт.); 7 – рым-болт (28 шт.); *8* – стяжка из проволоки в шесть нитей (28 шт.)

Таблица 6.8

Тип самолета (вертолета)	*Размеры, м*					Высота порога, м	
	Грузовой кабины			Грузовых люков	Входных дверей	Грузовых люков	Входных дверей
	длина	ширина	высота				
Ан-12БП	13,5	2,95	2,4	7,66×2,95	148×0,80	1,47	2,10
Ил-76	20,0	3,45	3,4	13,17×3,45	1,90×0,86	2,16	2,25
Ми-6	11,7	2,82	2,59	2,64×2,72	1,70×0,80	1,10	1,10

Укупорочные ящики с боевыми средствами комплекса загружаются в грузовые кабины Ан-12, Ми-6 соответственно в три и два отдельных штабеля высотой не более 1,7 м (рис. 6.9 и рис. 6.10). Причем нижние четыре ряда в каждом штабеле занимают укупорочные ящики с ракетами. Сверху на них устанавливаются укупорочные ящики с ПЭП и ПМ. Штабеля с ящиками размещают в грузовых отсеках с учетом положения общего центра масс груза и оснастки относительно центра масс самолета или оси несущего винта вертолета (1,2 м). Загрузка ящиков в грузовую кабину Ан-12 производится вручную. Перед загрузкой на пол грузовой кабины под планки ящиков укладывается фанера шириной 300…500 мм и толщиной 8…10 мм. Загрузка ящиков в грузовую кабину Ми-6 осуществляется с использованием саней, перемещающихся по рельсам. От взаимного перемещения в поперечном направлении (перпендикулярно оси воздушного судна) ящики удерживаются планками, имеющимися на дне и крышке укупорочного ящика.

Установленные штабеля с ящиками накрываются сетками швартовочными и стягиваются стяжными тросами, входящими в комплект оснастки воздушного судна. В местах перегиба троса устанавливаются подкладки, обеспечивающие радиус перегиба троса не менее 30 мм.

Крепление стяжных тросов осуществляется за швартовочные узлы грузового пола воздушного судна. Для крепления штабелей с ящиками дополнительно из оснастки вертолета Ми-6 используются строповочные кольца.

Загрузка укупорочных ящиков в грузовой отсек самолета Ил-76 осуществляется в поддонах типа ПАВ-5,6. На таком поддоне укладываются: пять рядов по шесть (всего 30) ящиков с ракетами, один ряд – 16 ящиков с ПМ и один ряд – 5 ящиков с ПЭП. Схема размещения ящиков с боевыми средствами ПЗРК на поддоне показана на рис. 6.11.

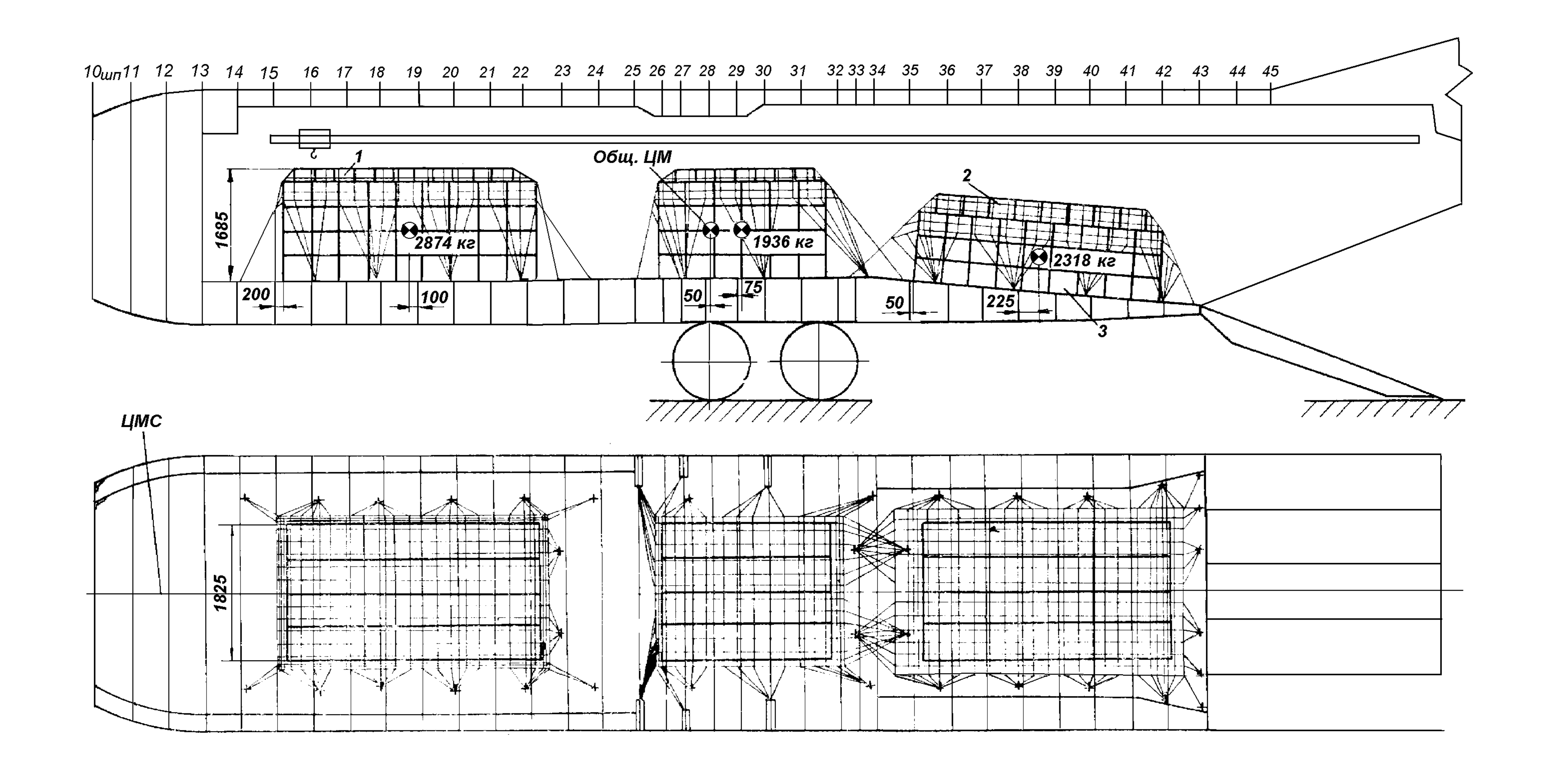


Рис. 6.9. Схема укладки и крепления ящиков с ракетами 9М39, пусковыми механизмами 9П516-1 и ПЭП 1Л15-1 для транспортирования в самолёте Ан-12:
1 – ящик с ПМ 9П516-1; *2* – ящик с ПЭП 1Л15-1; *3* – ящик с ракетами 9М39

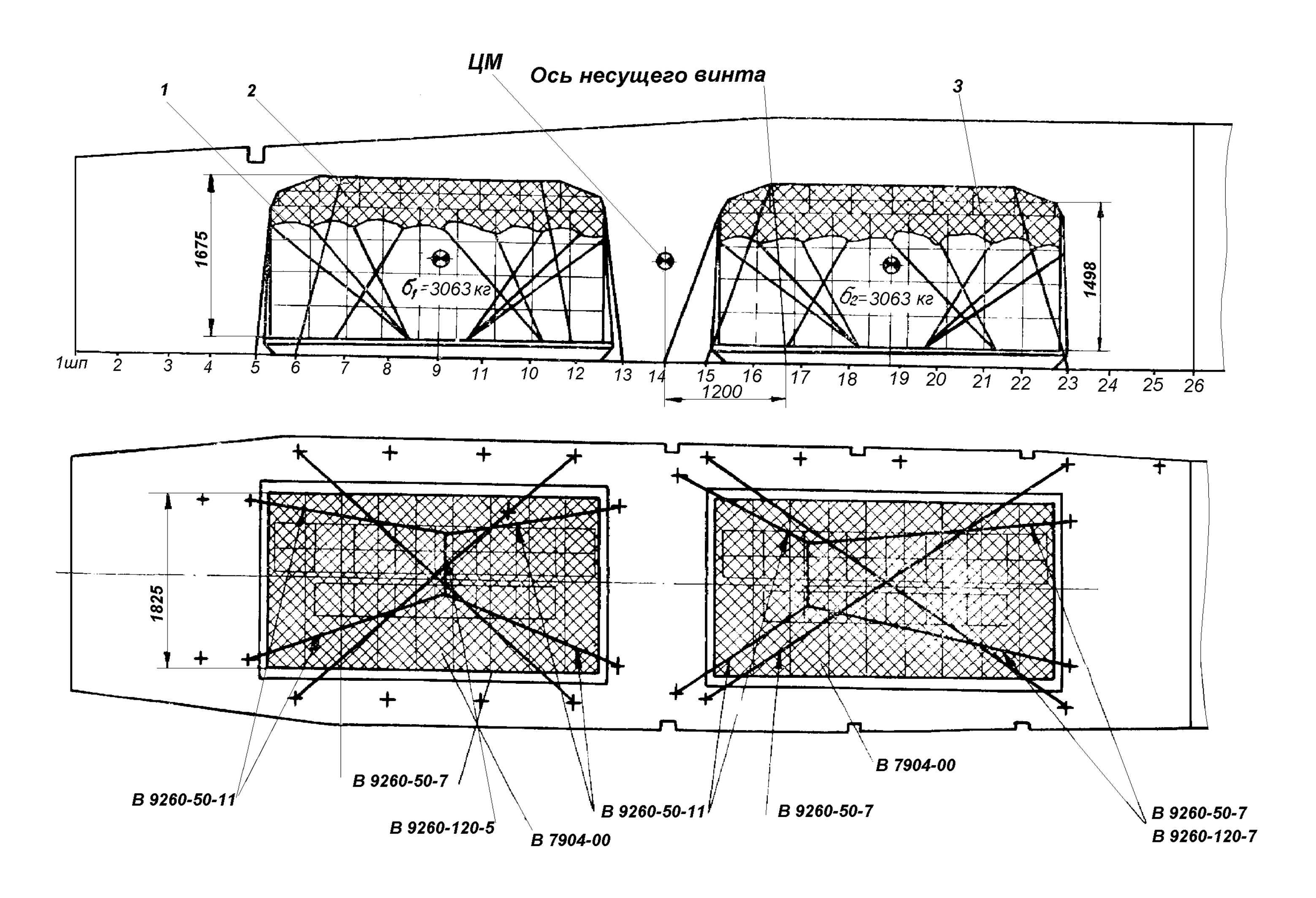


Рис. 6.10. Схема укладки и крепления ящиков с ракетами 9М39, пусковыми механизмами 9П516-1 и ПЭП 1Л15-1 для транспортирования в вертолете Ми-6:

1 – ящик с ракетами 9М39; *2* – ящик с ПМ 9П516-1; *3* – ящик с ПЭП 1Л15-1; В 9260-50-11 – трос стяжной массой 3,2 кг; В 9260-50-7 – трос стяжной массой 2,6 кг; В 7904-00 – сетка швартовочная массой 29 кг; В 9260-120-7 и В 9260-120-5 – строповочные кольца массой соответственно 0,45 кг и 0,3 кг

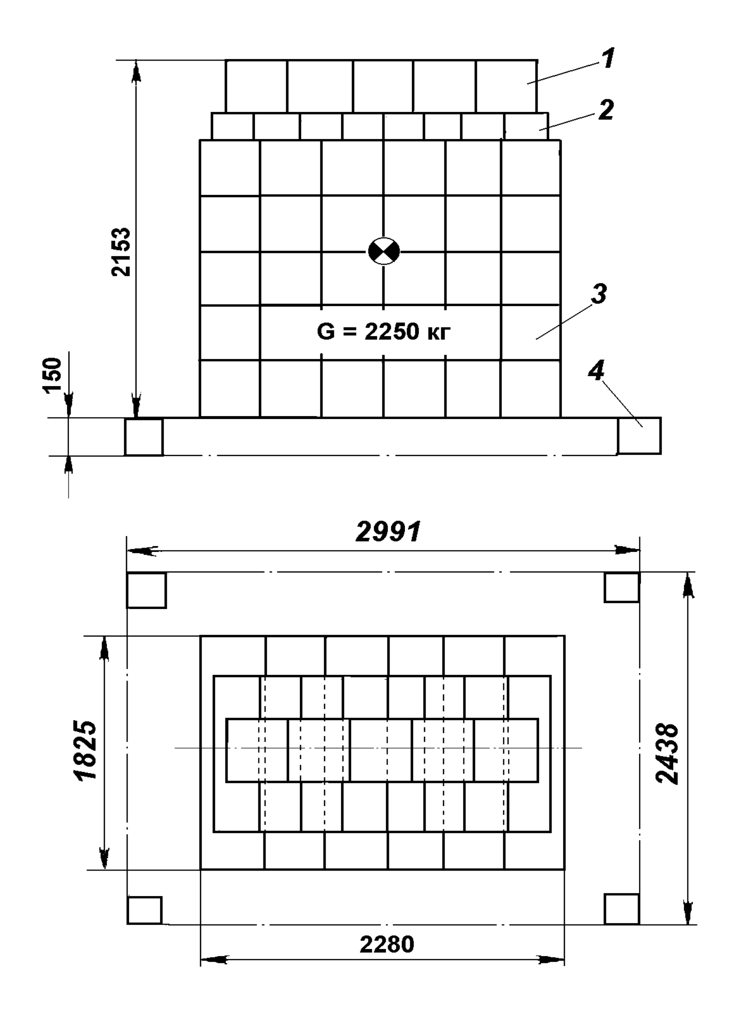


Рис. 6.11. Схема размещения элементов ПЗРК на поддоне ПАВ-5,6
для транспортирования в самолете Ил-76:
1 – ящик с ПЭП 1Л15-1; *2* – ящик с ПМ 9П516-1; *3* – ящик с ракетами 9М39;
4 – поддон ПАВ-5,6

Общее количество поддонов, загружаемых в грузовой отсек Ил-76, составляет четыре. Укупорочные ящики на поддоне крепятся сетками. Загрузка, выгрузка и крепление поддонов с ящиками под сеткой производится в самолеты Ил-76, оснащенные бортовым напольным оборудованием.

Нормы загрузки боевых средств ПЗРК 9К38 и 9К310 приведены в табл. 6.9 (в таблице показаны данные для 9К38 в числителе, для 9К310 в знаменателе дроби).

Парашютное десантирование боевых средств комплекса производится на следующих парашютных системах:

парашютной платформе П-7 и с зашвартованным на ней автомобилем ГАЗ-66Б;

парашютных платформах ПП128-5000 и ПП127М-3500;

парашютно-реактивной системе ПРСМ-925;

в удлиненном парашютно-десантном мягком мешке УПДММ-65.

Таблица 6.9

Тип воздушного судна	Количество укупорочных ящиков			*Масса, кг*						Общая масса груза, кг
				Одного ящика			Всего			
	ЗУР	ПМ	ПЭП	ЗУР	ПМ	ПЭП	ЗУР	ПМ	ПЭП	
Ан-12	87	43	14	68	7,6/6	17,6	5916	326,8/258	246,4	6489,2/6420,4
Ил-76	120	64	20	68	7,6/6	17,6	8160	486,4/384	352	8998,4/8896
Ми-6	72	36	12	68	7,6/6	17,6	4896	273,6/216	211,2	5380,8/5323,2

Укладка укупорочных ящиков на парашютных системах осуществляется пакетами, которые крепятся к платформам с помощью швартовочных и стяжных тросов. Схемы укладки и крепления ящиков с боевыми средствами ПЗРК совместно с автомобилем ГАЗ-66Б для транспортирования на парашютной платформе П-7 и транспортирования на парашютной платформе ПП128-5000 показаны соответственно на рис. 6.12 и рис. 6.13.

Нормы загрузки парашютных систем приведены в табл. 6.10.

Таблица 6.10

№ п/п	Парашютная система	Количество укупорочных ящиков		Масса груза, кг
		ЗУР	ПМ	
1	Парашютная платформа П-7	33	8	2304,8/2292
2	Парашютная платформа П-7 с зашвартованным автомобилем ГАЗ-66	8	2	559,2/556
3	Парашютная платформа ПП128-5000	42	8	2916,8/2904
4	Парашютная платформа ПП127М-5000	32	6	2221,6/2212
5	Удлиненный парашютно-десантный мягкий мешок УПДММ-65	1	1	75,6/74

Водный транспорт используется там, где для этого имеются возможности (наличие судоходных рек, причалов, пристаней и т.п.). При этом могут использоваться речные суда: сухогрузные теплоходы, баржи, паромы.

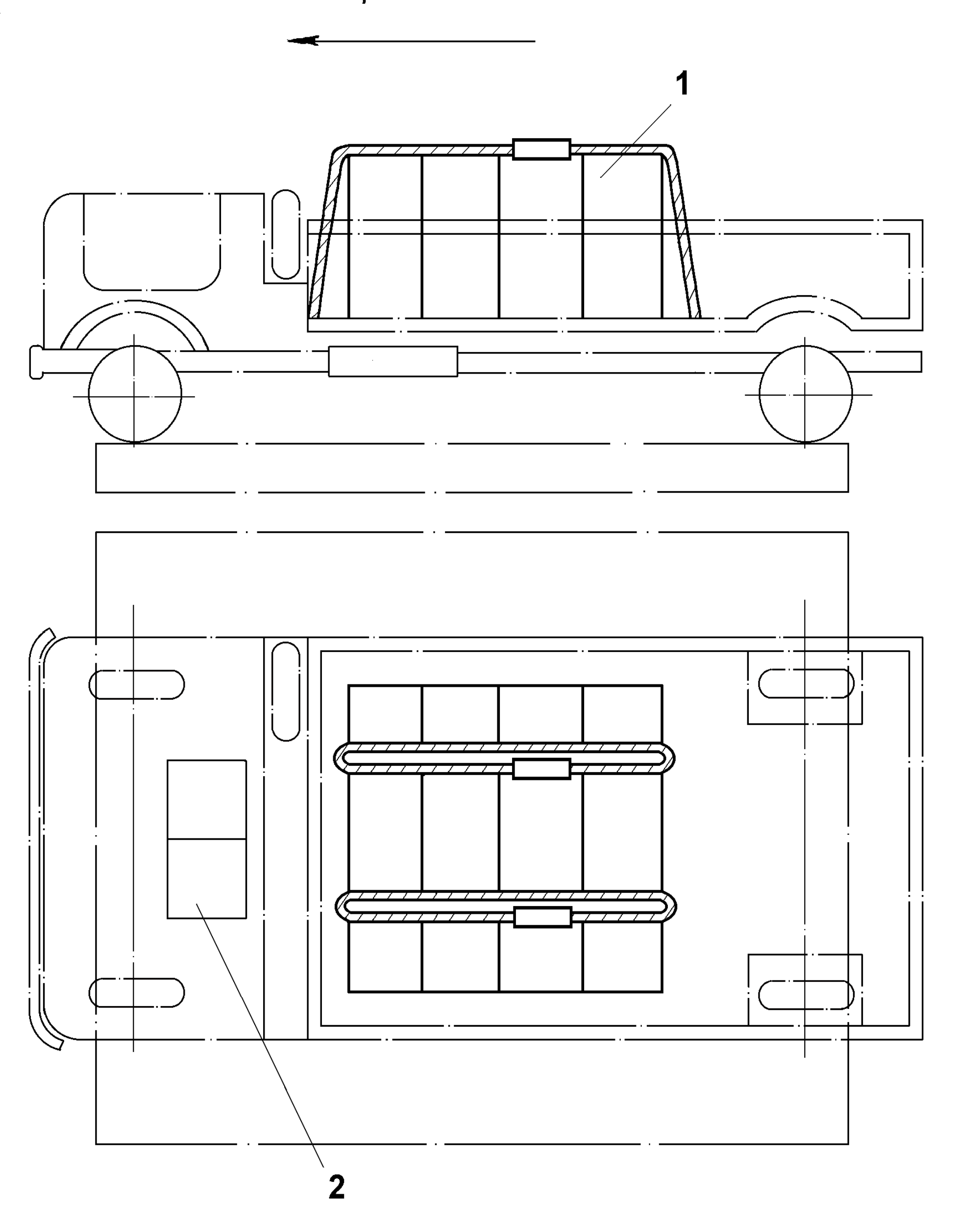


Рис. 6.12. Схема укладки и крепления укупорочных ящиков с ракетами 9М39 и пусковыми механизмами 9П516-1 для транспортирования на парашютной платформе ПП128-5000 совместно с автомобилем ГАЗ-66:
1 – укупорочный ящик (8 шт.) с ракетами 9М39; *2* – ящик (2 шт.) с пусковым механизмом 9П516-1

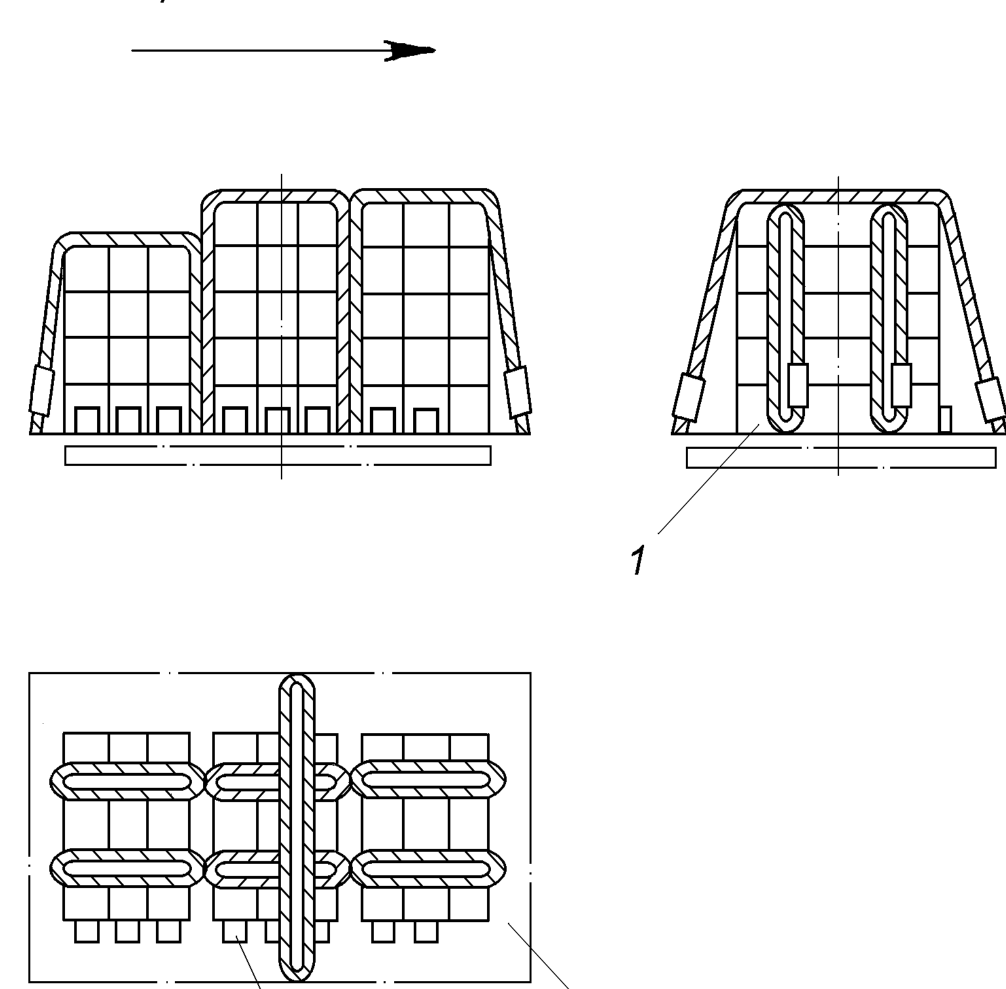


Рис. 6.13. Схема укладки и крепления укупорочных ящиков с ракетами 9М39 и пусковыми механизмами 9П516-1 для транспортирования на парашютной платформе ПП128-5000:
1 – укупорочный ящик (42 шт.) с ракетами 9М39; *2* – платформа ПП128-5000;
3 – укупорочный ящик (8 шт.) с пусковыми механизмами 9П516-1

Транспортирование боевых средств комплекса водным транспортом производится без ограничения дальности и скорости в соответствии с Правилами перевозок по железнодорожным и водным путям сообщения боеприпасов, взрывчатых и сильно действующих ядовитых веществ. В трюмах судов укупорочные ящики укладываются следующим образом:

на палубу трюма укладывается штабель высотой не более 10 ящиков с обязательной расчалкой штабеля и без укладки на него дополнительных грузов;

допускается укладывать штабель высотой в семь ящиков с обязательной расчалкой. Оставшийся объем судовых помещений можно заполнять другими совместными грузами при условии, что нагрузка, создаваемая другими грузами на каждый одиночный штабель, не будет превышать 200 кг.

Контрольные вопросы

1. Перечислить основные режимы эксплуатации ПЗРК и дать их краткую характеристику.

2. Каков порядок действий стрелка-зенитчика при случайном падении ракеты в трубе, пускового механизма без укупорки с высоты 80 см, 1,5 м?

3. В каком документе, разделе делается запись обо всех случаях падений ракет в трубах и ПМ.

4. Перечислить меры безопасности при обращении с боевыми средствами ПЗРК.

5. Пояснить правила содержания боевых средств комплекса в укупорочных ящиках.

6. Каковы гарантийные сроки хранения боевых средств комплекса?

7. Объяснить маркировку пусковой трубы 9П39.

8. Разъяснить нормы загрузки и порядок укладки укупорочных ящиков с ракетами 9М39 в кузов автомобиля ЗиЛ-131.

9. Пояснить схему загрузки боевых средств комплекса в грузовой отсек самолета ИЛ-76.

10. На каких средствах допускается парашютное десантирование ПМ и ПТ с ракетами?

11. Рассчитать нормы загрузки боевых средств комплекса в железнодорожный вагон типа 9Т63, четырехосный крытый вагон грузоподъемностью 68 тонн.

7. ОСНОВЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

БОЕВЫХ СРЕДСТВ КОМПЛЕКСА

Техническое обслуживание (регламентные работы) боевых средств ПЗРК проводится в целях:

проверки технического состояния ракет в ПТ и ПМ;

определения годности ракет в ПТ и ПМ к боевому использованию;

своевременного принятия мер по устранению выявленных недостатков.

В основу технического обслуживания (регламентных работ) положена планово-предупредительная система, основанная на обязательном проведении определенного вида обслуживания в зависимости от календарных сроков и условий эксплуатации боевых средств ПЗРК. Вид технического обслуживания – это конкретный перечень работ, проводимых с боевыми средствами комплекса, объем и методика которых изложены в Инструкции по эксплуатации ПЗРК.

К работам с боевыми средствами комплекса допускается личный состав, имеющий оформленный допуск, изучивший устройство и функционирование боевых средств и аппаратуру контроля ПКП, знающий правила эксплуатации, меры техники безопасности и сдавший зачеты по знанию своих обязанностей при проведении технического обслуживания (регламентных работ) и практическому их выполнению с учебно-действующими средствами ПЗРК. Выполнение технического обслуживания (регламентных работ) в установленные сроки обязательно. Техническое обслуживание (регламентные работы) проводится на специально оборудованных постоянных или временных пунктах, расположенных на территории артиллерийского склада или парка воинской части.

Расстояние от пункта работ до места хранения боеприпасов и ракет должно быть не менее 40 м. Постоянные пункты оборудуются в приспособленных или специально построенных помещениях, временные – в палатках или под легким навесом. Площадки временных пунктов должны быть оборудованы молниезащитой от прямых ударов молнии, выровнены и очищены от сухой травы.

Проводить техническое обслуживание (регламентные работы) боевых средств комплекса на местах хранения изделий КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩЕНО. Пункты проведения работ должны иметь средства звуковой пожарной сигнализации, телефонную связь с дежурным по части или пожарной командой, пожарный щит со средствами пожаротушения, документацию. По окончании работ боевые средства должны быть доставлены в хранилище и заложены в тот же день.

Должностные лица, за которыми закреплены боевые средства комплекса, обязаны присутствовать и контролировать качество выполнения всех выполняемых работ.

Результаты проверки боевых средств комплекса записываются в формуляры ПМ и ЗУР сразу же по окончании проверки. На неисправных боевых средствах делается пометка, и они складируются отдельно от исправных.

При обнаружении боевых средств комплекса, имеющих механические повреждения, немедленно докладывается командиру части, назначается административное расследование и на изделие составляется акт технического состояния по форме 12 «Руководства по учету вооружения, техники, имущества и других материальных средств» (часть 1).

Если характер повреждения не запрещает проверку аппаратуры ПМ и ПТ с ракетой в соответствии с требованиями Инструкции по эксплуатации ПЗРК, то они проверяются на функционирование, а результаты записываются в акт технического состояния.

Использование боевых средств, не прошедших технического обслуживания (регламентных работ), или неисправных запрещается. Запрещается сокращать сроки и объем технического обслуживания комплекса, предусмотренные Инструкцией по эксплуатации ПЗРК и Инструкцией по эксплуатации ПКП 9В866.

7.1. Виды, объем и периодичность обслуживания пускового механизма

Для ПМ комплекса установлены следующие виды технического обслуживания [11, 12]:

контрольный осмотр (КО);

текущее обслуживание (ТеО);

техническое обслуживание №1 (ТО-1).

Контрольный осмотр и текущее обслуживание не планируются, а проводятся по мере необходимости в процессе эксплуатации ПМ. Номерное техническое обслуживание является плановым, время его проведения указывается в плане эксплуатации вооружения части (как правило, это летние месяцы года).

Контрольный осмотр проводится стрелком-зенитчиком перед пуском, заступлением на боевое дежурство, совершением марша, на марше (привалах, остановках), перед учебными занятиями и учениями. При контрольном осмотре ПМ выполняются следующие работы:

осуществляется внешний осмотр изделия;

проверяется наличие, состав и состояние одиночного комплекта ЗИП;

проверяется надежность стыковки ПМ с пусковой трубой.

Не допускается наличие трещин, вмятин, пробоин и сколов на корпусе ПМ. Пусковой крючок ПМ должен находиться в исходном положении. Одиночный комплект ЗИП должен быть весь в наличии, исправен и чист. Сквозные проколы и порезы чехла ПМ не допускаются.

В состав одиночного ЗИП ПМ входят:

специальный ключ 9П519.54.00.001;

защитные очки 9П58.52.010;

пакет с тремя парами светофильтров 9П58.52.020;

десять шайб 2.65Г.029;

салфетки – фланель отбеленная размером 20×20 см и батист размером 40×40 см.

Текущее обслуживание проводится стрелком-зенитчиком каждый раз после несостоявшегося пуска, марша, занятий и учений, но не реже одного раза в две недели, если боевые средства комплекса не использовались.

Перечень работ при текущем обслуживании ПМ приведен в табл. 7.1.

Методики разборки и сборки пускового крючка, стопора, замены крышки *8* (см. рис. 5.6) указаны в Инструкции по эксплуатации ПЗРК и Памятке по обращению при эксплуатации ПЗРК.

При поступлении ПМ на склад воинской части с ними проводятся работы в объеме текущего обслуживания.

Техническое обслуживание №1 ПМ 9П519-1, 9П516-1 осуществляется расчетом ПКП 9В866 (КПА 9Ф719). Техническое обслуживание №1 ПМ 9П519-1 может также осуществляться и расчетом ПКП 9В837М (КПА 9Ф387М). Гарантийная наработка ПМ при проверке аппаратурой ПКП составляет 2500 циклов.

Периодичность ТО-1 и количество проверяемых ПМ в зависимости от условий эксплуатации следующие:

при эксплуатации без укупорочного ящика – один раз в год с проверкой 100% ПМ;

при хранении в укупорочном ящике в отапливаемом (неотапливаемом) хранилище или полевых условиях – один раз в два года с проверкой 100%;

при поступлении на центральную базу с завода-изготовителя – входной контроль 3% (но не менее двух штук) от каждой партии поступления в объеме ТО-1;

при поступлении из войск на базу проверяется 100% в объеме ТО-1;

при отправке с базы в воинскую часть – 100% в объеме ТО-1, если со времени последней проверки прошло более одного года.

Таблица 7.1

Содержание работ	Технические требования	Инструмент и материалы
1. Выполнить работы, предусмотренные КО. При необходимости протереть ветошью и подкрасить места повреждений ПМ. После подкраски подвергнуть изделие естественной сушке не менее 2 ч.	Наличие пыли, грязи и влаги на них, а также нарушение лакокрасочного покрытия не допускается.	Эмаль ХВ-576 защитная (эмаль ХВ-124 защитная), кисть, протирочный материал (ветошь).
2. Осмотреть ось *5* (см. рис. 5.6) на ПМ. Очистить ее от пыли и грязи.	Наличие вмятин, забоин, трещин и грязи не допускается.	Протирочный материал.
3. Проверить состояние крышки *8* (см. рис. 5.6). При необходимости заменить ее, взяв из группового комплекта ЗИП ПМ.		Ключ 9П519.54.00.001.
4. Снять крышку *13* и проверить состояние контактов вилки *12* и разъема *14* (см. рис. 5.6). При наличии загрязнений или следов окислов на поверхности контактов следует протереть их салфеткой из батиста, смоченной в спирте.	Контакты вилки и разъема должны быть чистыми и сухими. Они не должны иметь следов окислов и быть погнутыми. Допускается потемнение серебряного покрытия. Крышка должна надежно закрываться и не иметь сколов, трещин и повреждений резинового уплотнения (при необходимости заменить ее, взяв из группового комплекта ЗИП ПМ).	Спирт этиловый, батист.
5. Проверить работоспособность стопора *29* (см. рис. 5.6) крышки *13*. При загрязнении стопора произвести разборку и его чистку.	При нажатии стопор должен утапливаться в гнездо корпуса ПМ, а при отпускании возвращаться в исходное положение.	Протирочный материал, бензин, смазка циатим-221, ключ 9П519.54.00.001.
6. Проверить работоспособность пускового крючка 4, рычага 24 сброса и стопора (см. рис. 5.6). При загрязнении произвести их разборку и чистку.	Пусковой крючок при переводе до упора должен фиксироваться стопором в этом положении. При повороте рычага сброса пусковой крючок и стопор должны возвращаться в исходное положение. При отпускании рычаг сброса должен возвращаться в исходное положение.	Протирочный материал, бензин, смазка циатим-221, ключ 9П519.54.00.001.

Продолжение табл. 7.1

Содержание работ	Технические требования	Инструмент и материалы
7. Проверить наличие пломб на ПМ в местах *К*, *Л* и *П* (см. рис. 5.6). 8. Провести внешний осмотр укупорочного ящика для ПМ и чехла. При необходимости произвести подкраску мест повреждения окраски и маркировки ящика. 9. Устранить выявленные неисправности	Наличие оттиска на пломбах. В ящике не должно быть трещин, крышка должна надежно запираться замками. Нарушение окраски и маркировки ящика не допускается. Сквозные проколы и порезы чехла не допускаются.	 Эмаль ГФ-1147 зеленая, эмаль ХВ-16 черная (ЭП-51), кисти Одиночный и групповой комплект ЗИП.

При проведении ТО-1 ПМ необходимо:

провести работы, предусмотренные для текущего обслуживания;

проверить функционирование ПМ (проверяемые параметры, технические требования и методика проверки изложены в Инструкции по эксплуатации ПКП 9В866 или КПА 9Ф719);

устранить выявленные неисправности и недостатки с использованием одиночного и группового комплекта ЗИП ПМ.

Ремонтные работы с ПМ проводятся стрелком-зенитчиком, расчетом ПКП в ходе выполнения операций ТеО, ТО-1 с использованием ЗИП. В войска поставляются одиночный, групповой и ремонтный комплекты ЗИП. Для ПЗРК 9К310 ремонтный комплект ЗИП не предусмотрен.

Одиночный комплект ЗИП ПМ предназначен для эксплуатации изделия и проведения текущего обслуживания. Поставляется с каждым ПМ на весь срок эксплуатации изделия, является комплектующим элементом и укладывается в чехол ПМ.

Групповой комплект ЗИП ПМ предназначен для проведения ТО-1, устранения неисправностей, а также для пополнения одиночного комплекта ЗИП. Поставляется такой комплект для 30 ПМ. Хранится групповой комплект ЗИП в отдельном укупорочном ящике.

Ремонтный комплект ЗИП ПМ 9П516-1 служит для пополнения группового комплекта ЗИП. Поставляется такой комплект для эксплуатации 90 ПМ. По своему составу ремонтный комплект ЗИП ПМ аналогичен составу группового комплекта ЗИП. Ремонтные работы с ПМ заключаются в закреплении ослабленных крепежных винтов, замене поврежденных деталей мембраны телефона, крышек вилки и тумблера выключения НРЗ, пружин, оси стыкования ПМ с пусковой трубой, рычага сброса, фиксатора и упора пускового крючка ПМ.

7.2. Сроки и объем проведения регламентных работ с ракетой

Для ракеты в пусковой трубе ПЗРК установлены следующие виды обслуживания [11, 12]:

контрольный осмотр (КО);

текущее обслуживание (ТеО);

регламентные работы (РР).

Периодичность проведения КО и ТеО ракеты в ПТ аналогичны периодичности проведения КО и ТеО ПМ и проводятся по мере необходимости.

Перечень работ с ракетой в ПТ при контрольном осмотре приведен в табл. 7.2.

Перед заступлением на боевое дежурство и пусками проверить наличие аэродинамического насадка (см. рис. 5.1) ракеты 9М39, сняв переднюю крышку *1* с ПТ 9П39.

У боевых средств комплекса, прошедших транспортирование на БМП, необходимо проверить состояние задней крышки *12* (см. рис. 5.1) на отсутствие проколов путем продавливания пальцами с внутренней стороны по окружности и по центру, предварительно сняв крышку с ПТ.

Таблица 7.2

Содержание работ	Технические требования
1. Провести внешний осмотр ПТ.	Наличие трещин, сквозных пробоин, вздутий, вмятин, раковин, расслоений стеклоткани, а также отслоение наружных слоев стеклоткани не допускается.
2. Проверить состояние: передней 1 и задней 12 крышек (см. рис. 5.1);	Наличие сквозных проколов и порезов на крышках не допускается. Замки *2* и *11* на крышках должны располагаться в соответствии с метками А и Е на трубе (см. рис. 5.1). Запрещается при ежедневных осмотрах снимать с трубы крышки *1* и *12* при их исправном состоянии.

Продолжение табл. 7.2

Содержание работ	Технические требования
прицела, откинув и сложив переднюю *24* и заднюю *21* стойки;	Стойки должны надежно фиксироваться в походном и боевом положениях.
плечевого ремня и его крепления к ПТ;	На ремне не должно быть разрывов и порезов.
ручки *23* и рычага механизма накола;	Рычаг механизма накола и ручка должны находиться в положении ИСХОДН.
диафрагмы *7* на задней стойке трубы.	Диафрагма не должна закрывать лампу *13*.
3. Провести внешний осмотр НБП и его надежность стыковки с ПТ.	На запасном наземном блоке питания 9Б238 должны быть установлены защитный колпак *5* (см. рис. 5.5) и индивидуальный чехол.
4. Проверить наличие, состояние одиночного комплекта ЗИП ракеты.	Наличие трещин, вмятин, пробоин и сколов на корпусе, а также сквозных проколов и порезов на резиновой рубашке *15* (см. рис. 5.5) НБП не допускается.

Перечень работ с ракетой в ПТ при текущем обслуживании приведен в табл.7.3.

Таблица 7.3

Содержание работ	Технические требования	Инструмент и материалы
1. Выполнить работы, предусмотренные при КО. При необходимости протереть ветошью и подкрасить места повреждений ПТ. После подкраски подвергнуть изделие естественной сушке не менее 2 часов.	Наличие крыш, грязи и влаги на ПТ, а также нарушение лакокрасочного покрытия не допускается.	Эмаль ХВ-576 защитная (эмаль ХВ-124 защитная), кисть, ветошь.
2. Осмотреть проушины *37* (см. рис. 5.1). Очистить их от пыли и грязи.	Наличие вмятин, забоин, трещин и грязи не допускается.	Ветошь.
3. Проверить состояние контактов разъема *20* (см. рис. 5.1) ПТ и фиксатора *19*. Снять крышку *17*, осмотреть контакты и фиксатор.	Контакты должны быть чистыми, сухими и не иметь следов окислов. Допускается потемнение серебряного покрытия контактов. Фиксатор не должен быть погнутым.	

Продолжение табл. 7.3

Содержание работ	Технические требования	Инструмент и материалы
4. Провести внешний осмотр ящика 9Я694. При необходимости произвести подкраску мест повреждения окраски и маркировки ящика.	В ящике не должно быть трещин, крышка должна надежно крепиться замками. Замки должны открываться «без заеданий». Нарушение окраски и маркировки ящика не допускается	Эмаль ГФ-1147 зеленая, эмаль ХФ-16 (ЭП-51) черная, кисти.
5. Устранить выявленные неисправности и недостатки		Групповой комплект ЗИП ракеты

При поступлении ракет на склад воинской части с ними проводятся работы в объеме текущего обслуживания.

Регламентные работы с ракетой 9М313, 9М39 осуществляются расчетом ПКП 9В866 (КПА 9Ф719). Кроме того, регламентные работы с ракетой 9М313 могут осуществляться и расчетом ПКП 9В837М (КПА 9Ф387М). Гарантийная

наработка ЗУР при проверке аппаратурой ПКП составляет 3 часа. Сроки и объем проведения регламентных работ при эксплуатации и хранении ракет указаны в табл. 7.4.

Очередным регламентным работам подвергаются в первую очередь ракеты с наибольшим сроком после начала эксплуатации или проведения последней проверки. При поступлении ракет на центральную базу с завода-изготовителя производится входной контроль 3% их (но не менее шести штук) от каждой партии в полном объеме регламентных работ. При хранении ракет на центральной базе проверкам подлежат 10% ракет один раз в год в полном объеме регламентных работ, в следующий год очередные 10% непроверенных ракет и т. д.

При обнаружении дефектов при проверках:

без охлаждения фотоприемника – перепроверяется вся партия ракет в объеме регламентных работ, кроме контроля времени начала слежения, чувствительности и измерения модуля коэффициента команды;

с охлаждением фотоприемника – перепроверяется удвоенное количество ракет той партии, в которой обнаружены отказавшие ракеты (но не менее двенадцати штук) в полном объеме регламентных работ.

При обнаружении дефектов при повторной проверке перепроверке подлежат все ракеты этой же партии. Если ракета поступила на базу из воинской части, то проверяется 100% изделий в полном объеме регламентных работ.

При отправке ракет с базы в воинскую часть проверяется 100% изделий в полном объеме регламентных работ, если со времени последней проверки прошло более одного года.

Таблица 7.4

Вид обслуживания	Периодичность и количество		
	При эксплуатации вне ящика	При хранении в ящике	
		В неотапливаемых (отапливаемых) хранилищах	В полевых условиях

Регламентные работы: ***без охлаждения ОГС (проверка параметров бортовой аппаратуры, кроме проверки времени начала слежения, чувствительности и измерения модуля коэффициента команды);*** с охлаждением ОГС (проверка параметров бортовой аппаратуры с проверкой времени начала слежения, чувствительности и измерения модуля коэффициента команды).	Один раз в год 100% ***Один раз в год 1%*****	Один раз в два года 10%** Один раз в два года 1%**	Один раз в два года 50%* Один раз в два года 1%**
* При обнаружении дефектов проверке подлежат 100% ракет ** При обнаружении дефектов перепроверке подлежит удвоенное количество ракет той партии, в которой были обнаружены неисправные ракеты. При обнаружении дефектов при повторной проверке (удвоенного количества ракет) перепроверке подлежат все ракеты этой же партии, находящиеся в воинской части.			

Перечень работ при проведении регламентных работ с ракетой ПЗРК приведен в табл. 7.5.

При проведении регламентных работ с ракетой 9М39 (9М313) необходимо соблюдать меры предосторожности, исключающие поломку аэродинамического насадка. Неисправности, выявленные при проведении обслуживания ракет, могут быть устранены стрелком-зенитчиком или расчетом ПКП с помощью группового комплекта ЗИП ракеты в трубе. Для ПЗРК предусмотрены одиночный, групповой и ремонтный комплекты ЗИП ракеты в трубе. Для ПЗРК 9К310 ремонтный комплект ЗИП ракеты не предусмотрен.

Одиночный комплект ЗИП ракеты предназначен для эксплуатации комплекса и включает в свой состав запасной НБП в индивидуальном чехле, поставляемый отдельно в ящике 9Я694. При эксплуатации запасной НБП находится на поясном ремне стрелка-зенитчика в индивидуальном чехле.

Таблица 7.5

Содержание работ	Технические требования	Инструмент и материалы
1. Провести работы, предусмотренные для текущего обслуживания ***2. Проверить наличие аэродинамического насадка для ракеты 9М39, сняв переднюю крышку на ПТ 9П39*** ***3. Проверить функционирование***		

ракеты в ПТ ***4. Перед установкой передней крышки ПТ смазать поверхность трубы под замком крышки тонким слоем смазки*** ***5. Проверить состояние внутренней полости укупорочного ящика 9Я694***	Проверяемые параметры, технические требования и методика проверок изложены в 9В866 ИЭ для ракет 9М313 и 9М39, а также в 9В837М ИЭ только для ракет 9М313	ПКП 9В866 (КПА 9Ф719), ПКП9В837М (КПА 9Ф387М) Смазка циатим-221
6. Устранить выявленные неисправности и недостатки	Амортизаторы *8*, ложементы *13* и накладки *9* должны находиться в укупорке. Окантовка *11* должна быть цела и закреплена гвоздями (см. рис. 6.1). Полиэтиленовое полотно не должно иметь сквозных проколов и порезов. Наличие влаги и плесени не допускается	Полиэтиленовое полотно, полиизобутилен из состава группового комплекта ЗИП ракеты

Групповой комплект ЗИП ракеты предназначен для проведения регламентных работ, устранения неисправностей, а также пополнения одиночного комплекта ЗИП. Данный комплект поставляется для 100 ракет на два года эксплуатации.

Ремонтный комплект ЗИП ракеты 9М39 служит для пополнения группового комплекта ЗИП, поставляется для 300 ракет на десять лет эксплуатации.

Ремонтные работы с ракетами в ПТ заключаются в:

замене поврежденных герметизирующих крышек, неисправной лампы световой сигнализации, прокладок крышки задней стойки механического прицела ПТ;

закреплении (замене) ослабленных крепежных винтов прицела и разъема трубы;

восстановлении маркировки и лакокрасочных покрытий пусковой трубы и укупорочного ящика;

замене полиэтиленового полотна или заклеивании мест проколов и порезов полотна полиэтиленовой пленкой.

При невозможности устранения неисправностей, отказавшие боевые средства подлежат отправке в службу РАВ.

Контрольные осмотры боевых средств должностными лицами проводятся в сроки, установленные Уставом внутренней службы ВС РБ. Контрольные осмотры проводятся на местах хранения боевых средств в объеме, предусмотренном Инструкцией по эксплуатации ПЗРК для внешних осмотров. При контрольном осмотре проверяется состояние боевых средств, укупорочных ящиков, условия хранения, а также знание лицами, ответственными за хранение, своих функциональных обязанностей, мер безопасности, правил пожарной безопасности.

Если на месте хранения невозможно проведение КО боевых средств в требуемом объеме, осмотр должностными лицами проводится на пункте технического обслуживания (регламентных работ) боевых средств или в процессе проведения технического обслуживания (регламентных работ).

Осмотры транспортных средств с уложенными на них боевыми средствами проводятся в установленное командиром части время под руководством командира подразделения, за которым закреплены транспортные средства, в присутствии лица, ответственного за хранение боевых средств.

Техническое обслуживание транспортных средств проводится в специально предназначенных для этих целей местах, при этом боевые средства в укупорочных ящиках с транспортных средств перегружаются.

Результаты КО заносятся в книгу осмотра (проверки) вооружения, техники, ракет и боеприпасов.

Сведения о проведенном техническом обслуживании боевых средств ПЗРК заносятся в соответствующие формуляры. Записи в формулярах заверяются подписью лица, ответственного за проведение технического обслуживания (регламентных работ). Учет расхода ресурсов ПМ (в циклах) и ракет (в минутах) должен вестись нарастающим итогом.

7.3. Общие сведения о контроле параметров ЗУР и ПМ

Проверка ЗУР и ПМ проводится в целях контроля параметров аппаратуры боевых средств комплекса. Она осуществляется по жесткой программе, заложенной в аппаратуре контроля подвижного контрольного пункта (ПКП) 9В866 и в стационарной контрольно-проверочной аппаратуре 9Ф719, для каждого типа пускового механизма и ракеты в ПТ. Аппаратура контроля представляет собой контрольно-проверочную систему с микропроцессорным управлением.

Контроль проводится методом поочередной оценки соответствия каждого контролируемого параметра заданным допускам с измерением его фактического значения. Задающие воздействия формируются блоком стимулирующих сигналов и коллиматором. При этом коллиматор формирует два потока лучистой энергии различной плотности и спектрального состава: потока сканирующего в вертикальной плоскости с определенными угловыми скоростями в соответствии с заданной циклограммой и неподвижного потока, имитирующего излучение помехи типа ЛТЦ. Допусковому контролю подвергаются следующие узлы боевых средств комплекса: ТГСН, АП, БИП ракеты в ПТ, электронный блок и НРЗ в различных режимах работы пускового механизма.

Для ЗУР 9М313 параметрами контроля являются: потребляемые токи по цепям ±20 В при разгоне ротора гироскопа и после его разгона; время разгона ротора гироскопа до номинальной скорости вращения; функционирование стабилизатора напряжения БИП; частота генератора линеаризации; чувствительность ТГСН; амплитуды напряжений на электромагнитах рулевой машинки; модуль коэффициента команды; исправность цепи световой информации и др. Дополнительно для ЗУР 9М39 кроме перечисленных параметров проверяется еще и работоспособность схемы селектора помех, напряжение шума сигнала информации ФП ВК.

Для ПМ 9П519 параметрами контроля являются: частота и время отключения блока разгона и синхронизации; потребляемые токи по цепям ±20 В, ±5 В; время арретирования и разарретирования ротора гироскопа; время анализа сигнала информации; величины сопротивлений изоляции и целостность электрических цепей; исправность блокировки пусковых цепей; мощность передающего тракта и чувствительность приемодешифрирующего тракта НРЗ и др. Дополнительно для ПМ 9П516 кроме перечисленных параметров контролируется еще и функционирование схемы отключения селектора помех, условия и время задержки срабатывания схемы признака цели (обнаружитель цели), параметры сигнала УВОД для контроля надежности слежения СКЦ ТГСН.

В зависимости от результатов проверки на световом табло аппаратуры контроля высвечивается информация о состоянии контролируемой аппаратуры ГОДЕН или ОТКАЗ. На световом табло ВЕЛИЧИНА и ПАРАМЕТР отображаются измеренное значение и порядковый номер контролируемого параметра соответственно.

Контрольные вопросы

1. Каковы виды и периодичность технического обслуживания (регламентных работ) боевых средств комплекса?

2. Раскрыть содержание контрольного осмотра боевых средств комплекса.

3. Пояснить содержание ТеО боевых средств комплекса.

4. Перечислить технические требования к ПМ, ПТ с ракетой при проведении ТеО.

5. Какие неисправности ПТ с ракетой, ПМ разрешается устранять с использованием одиночного и группового ЗИП в войсках.

6. Пояснить назначение и состав одиночного ЗИП ПМ комплекса.

7. Перечислить виды ЗИП боевых средств комплекса и дать их характеристику.

8. Какое количество ПМ необходимо подвергнуть входному контролю в объеме ТО-1, если с завода-изготовителя на базу поступили ПМ трех партий по 10 штук?

9. Какой вид обслуживания боевых средств необходимо провести при поступлении с войск на базу двадцати ПТ с ракетами и четырех ПМ. Время последней проверки боевых средств составляет 11 месяцев?

10. Раскрыть содержание работ технического обслуживания №1 ПМ и регламентных работ с ракетами.

11. Какое количество ракет необходимо проверить повторно с помощью аппаратуры ПКП, если при проверке ракет с охлаждением ОГС в партии, насчитывающей 82 ракеты, хранящиеся в укупорке в неотапливаемом помещении, имеются отказавшие ракеты?

8. ОЦЕНКА СОСТОЯНИЯ БОЕВЫХ СРЕДСТВ КОМПЛЕКСА

Оценка состояния боевых средств комплекса осуществляется в соответствии с требованиями Инструкции по проверке и оценке состояния вооружения и военной техники в Вооруженных Силах Республики Беларусь 2002 года. При оценке состояния назначенной комиссией проверяются:

техническое состояние боевых средств ПЗРК, их пригодность к боевому применению (использованию по назначению);

уход и сбережение боевых ПЗРК, исправность укупорочных ящиков, пригодность их к дальнейшему хранению;

отсутствие запрещенных к применению ракет, соответствие маркировки на таре и боевых средств данным, указанным в учетной документации (формулярах на боевые средства);

своевременность и качество проведенного технического обслуживания (регламентных работ) боевых средств;

комплектность боевых средств, наличие документов на недостаюший ЗИП, подтверждающих законность списания, и заявок в службу РАВ;

правильность ведения записей в разделах формуляров ПМ и ЗУР.

При определении состояния вооружения и техники части (соединения) проверяются также вопросы, касающиеся боевых средств ПЗРК:

обеспеченность боевыми средствами;

организация эвакуации боевых средств;

организация ремонта боевых средств и состояние подразделения, обслуживающего эти боевые средства;

состояние мест хранения, оборудование хранилищ, организация внутренней службы;

состояние запасов военно-технического имущества (ЗИП) боевых средств.

Боевые средства комплекса проверяются во время несения боевого дежурства, на учениях непосредственно на позициях, в парках, на складах (базах) или в других местах хранения. Нормы проверки боевых средств комплекса устанавливаются в соответствии с приложением №1 Инструкции по проверке и оценке состояния вооружения и военной техники в Вооруженных Силах Республики Беларусь 2002 года и составляют для:

ЗУР 9М39, 9М313 – 100% внешним осмотром, 4…8 шт. со вскрытием герметизированных укупорочных ящиков. При обнаружении нарушений укупорки, пломбировки, повреждений ПТ, ракеты подвергаются контрольным испытаниям с помощью аппаратуры ПКП;

ПМ 9П516-1, 9П519-1 – 50…75% от общего числа ПМ, состоящих на текущем довольствии, 10...20% от общего числа ПМ, находящихся на хранении.

При этом, как правило, для проверки выбираются те боевые средства комплекса, которым в текущем году спланирована проверка параметров с помощью аппаратуры ПКП.

Состояние боевых средств комплекса проверяется только специалистами службы ракетно-артиллерийского вооружения и оценивается в четырехбальной системе: «отлично», «хорошо», «удовлетворительно», «неудовлетворительно».

Боевые средства для проверки комиссии представляют лично командиры проверяемых подразделений.

При обнаружении недостатков на боевых средствах расчетом (отделением), отвечающим за эксплуатацию, немедленно принимаются меры к их устранению. Под недостатком понимаются несущественные дефекты, повреждения, которые не препятствуют боевому немедленному применению боевых средств комплекса. При отсутствии штатных расчетов создаются группы из личного состава части для обеспечения выполнения всех работ по проверке боевых средств комплекса и устранения выявленных недостатков. Недостатки, обнаруженные на боевом средстве, записываются в ведомость проверки образца вооружения. Ведомости проверки боевых средств подписывается проверяющим и командиром проверяемого подразделения. Они являются отчетными документами, и после проверки передаются заместителю командира части по вооружению для анализа состояния и контроля за устранением выявленных недостатков и простейших неисправностей боевых средств комплекса.

8.1. Оценка состояния пускового механизма комплекса

На оценку «отлично» ПМ должен отвечать следующим требованиям:

образец исправен и пригоден к боевому применению (использованию по назначению), все параметры, контролируемые с помощью аппаратуры ПКП 9В866 (КПА 9Ф719) по методике, изложенной в Инструкции по эксплуатации 9В866 ИЭ, в допуске (с помощью аппаратуры ПКП 9В837М (КПА 9Ф387М) только для ПМ 9П519-1);

состояние образца соответствует техническим требованиям, указанным в [12, разд. 12] или в [11, разд. 13];

образцу своевременно, качественно и в полном объеме проведено очередное техническое обслуживание;

образец поставлен на установленный вид хранения;

укупорочный ящик с принадлежностями упаковки образца исправен, маркировка на нем соответствует маркировке ПМ;

на образец имеется формуляр, в котором своевременно и правильно ведутся записи;

образец комплектен. На недостающий ЗИП имеются документы, подтверждающие законность списания, и заявки в службу РАВ.

На оценку «хорошо» образец должен соответствовать требованиям, указанным выше, но допускается наличие недостатков, на устранение которых отводится время от одного часа.

Оценка «удовлетворительно» выставляется, если:

образец работоспособен, полностью укомплектован специальными ключами;

образцу не в полном объеме проведено очередное техническое обслуживание (не выполнены работы, не влияющие на его использование по назначению);

образец не поставлен на тот вид хранения, в котором он должен содержаться, а при отсутствии гермоматериалов, не поставлен на кратковременное хранение;

формуляр имеется и ведется правильно;

на недостающий ЗИП представлены документы, подтверждающие законность списания, и заявки в службу РАВ;

укупорочный ящик с принадлежностями упаковки ПМ исправен;

выявленные недостатки в состоянии образца устранены без демонтажа узлов ПМ за время не более 4 часов.

Оценка «неудовлетворительно» выставляется в случаях, когда:

образец неисправен, неработоспособен, хотя бы один из контролируемых параметров не соответствует требованиям эксплуатационной документации;

на корпусе ПМ имеются трещины, вмятины, пробоины и сколы;

не выполняют свои функции пусковой крючок, рычаг сброса и стопор ПМ;

наличие механических повреждений оси стыковки ПМ с пусковой трубой;

согнуты контакты вилки или разъема ПМ;

имеются сквозные проколы и порезы чехла и полиэтиленового пакета;

образец не укомплектован специальным инструментом, недостающее количество одиночного ЗИПа не подтверждено документами на списание и заявками на пополнение;

образцу не проведено очередное техническое обслуживание;

образец не поставлен на хранение в установленные сроки;

отсутствует формуляр на ПМ;

характер и количество выявленных недостатков не позволяет устранить их за время до 4 часов или требуется демонтаж отдельных узлов ПМ,

предусмотренный Инструкцией по эксплуатации комплекса, и замена отдельных деталей из состава группового (ремонтного) ЗИП ПМ.

Пусковой механизм, находящийся на гарантии, оценивается «неудовлетворительно», если в ходе проверки выявлены неисправности, которые были установлены ранее, но по ним в установленном порядке не было принято решение и не оформлены рекламационные документы.

Пусковой механизм является образцом ракетно-артиллерийского вооружения и относится к группе вооружения и военной техники, включающей пусковые установки (пускозаряжаюшие, боевые машины), пусковое (стартовое), испытательное (проверочное) оборудование. Общая оценка за состояние группы вооружения, находящейся в части, определяется на основании индивидуальных оценок состояния проверенных образцов и оценивается в соответствии с требованиями, изложенными в табл. 8.1.

Таблица 8.1

Оценка состояния группы вооружения	Индивидуальные оценки состояния образцов в %			
	«отлично»	«хорошо»	«удовлетвор ительно»	«неудовлетвор ительно»
«Отлично»	Не менее 60	20	20	-
«Хорошо»	Не менее 60		35	5
«Удовлетворительно»	Не менее 90			10
«Неудовлетворительно»	**Не менее 90**			Более 10

Примечание:

1. При наличии в группе девяти образцов вооружения и менее оценка состояния группы вооружения «удовлетворительно» ставится в том случае, если не более одного образца оценено « неудовлетворительно».

2. Состояние вооружения, находящихся на длительном хранении, не может быть оценено «хорошо» при наличии образцов, состояние которых оценено «неудовлетворительно».

8.2. Оценка состояния ракеты комплекса

Состояние пусковой трубы с ракетой оценивается в зависимости от степени выполнения предъявленных к ней требований.

Для оценки «отлично» необходимо, чтобы:

проверенная пусковая труба с ракетой была работоспособна и пригодна к боевому использованию, комплектна, имела запас ресурса хранения и транспортирования;

все технические параметры соответствовали требованиям Инструкции по эксплуатации 9В866 ИЭ (для ЗУР 9М313 инструкции по эксплуатации 9В837М ИЭ);

состояние пусковой трубы с ракетой соответствовало техническим требованиям, указанным в разделе 12 Технического описания и инструкции по эксплуатации 9К38 ТО (в разделе 13 ТО и ИЭ 9К310 ТО для ЗУР 9М313);

своевременно, качественно и в полном объеме были проведены очередные регламентные работы;

содержание пусковой трубы с ракетой соответствовало требованиям эксплуатационной документации;

своевременно и правильно заполнялись разделы формуляра ракеты комплекса.

Для оценки «хорошо» необходимо, чтобы все требования были выполнены на оценку «отлично» и в содержании пусковой трубы с ракетой было не более трех недостатков.

Для оценки «удовлетворительно» должны быть выполнены требования на оценку «отлично» и в содержании ракеты не должно быть более пяти недостатков.

Оценка «неудовлетворительно» выставляется в случаях, когда:

а) не выполнены требования на оценку «удовлетворительно»;

б) проверенная ПТ с ракетой неработоспособна по вине личного состава и непригодна к боевому использованию;

в) не устранен хотя бы один из следующих недостатков:

на пусковой трубе с ракетой имеются трещины, сквозные пробоины, вздутия, вмятины, раковины, расслоения стеклоткани, отслоение наружных слоев стеклоткани, стойки прицельного устройства надежно не фиксируются, проушины имеют механические повреждения, фиксатор крышки погнут;

полиэтиленовое полотно укупорочного ящика имеет сквозные проколы и порезы;

пусковая труба с ракетой некомплектна;

не проведен очередной вид обслуживания;

выработан ресурс хранения или транспортирования;

отсутствует формуляр ракеты.

При определении оценки ПТ с ракетой учитывается состояние НБП 9Б238 как основного, так и запасного. Для НБП не допускается наличие сквозных проколов и порезов резиновой рубашки.

При оценке состояния не учитываются пусковые трубы с ракетами, вышедшие из строя не по вине личного состава, на которые в установленном порядке оформлены акты технического состояния. Состояние запаса зенитных ракет (группы вооружения) части оценивается в соответствии с требованиями, изложенными в табл. 8.2.

Таблица 8.2

Оценка состояния запаса ракет	Предъявляемые требования
«Отлично»	Состояние более 50% проверенных ракет оценено «отлично», а остальные – не ниже «хорошо»
«Хорошо»	Состояние более 50% проверенных ракет оценено не ниже «хорошо», а остальные – не ниже «удовлетворительно»
«Удовлетвори тельно»	Не более двух ракет из числа проверенных оценены «неудовлетворительно» или состояние более 50% ракет оценено только «удовлетворительно», а остальные не ниже «хорошо»
«Неудовлетво рительно»	Более двух ракет из числа проверенных оценены «неудовлетворительно»

При обнаружении в части (подразделении), несущей боевое дежурство, хотя бы одной неисправной ракеты, состояние запаса зенитных ракет оценивается «неудовлетворительно».

Состояние учебно-тренировочных ракет при оценке состояния запаса ракет части не учитывается, но отмечается в акте проверки.

Указанные в учебнике временные и количественные параметры системы эксплуатации боевых средств ПЗРК 9К38, 9К310 в зависимости от изменения условий и времени их эксплуатации могут уточняться соответствующими руководящими документами.

Контрольные вопросы

1. Что проверяется при оценке состояния боевых средств ПЗРК?
2. Какие определены нормы проверки боевых средств комплекса и каким документом?
3. Что понимается под недостатком образца вооружения?
4. Каковы требования для оценки «отлично» при проверке ПМ комплекса?
5. В каких случаях выставляется оценка «неудовлетворительно» проверяемому ПМ?

6. К какой группе и к какому виду вооружения относятся боевые средства комплекса?

7. Пояснить порядок оценки ПТ с ракетой.

8. Перечислить недостатки в состоянии ПТ с ракетой, при выявлении хотя бы одного из которых, выставляется оценка «неудовлетворительно».

Приложение 1

ПЕРЕНОСНЫЙ ЭЛЕКТРОННЫЙ ПЛАНШЕТ 1Л15-1

1. Общие сведения о ПЭП 1Л15-1

Переносный электронный планшет (ПЭП) 1Л15-1 предназначен для своевременного оповещения командира отделения (дежурного стрелка-зенитчика) о месте нахождения, направлении движения и государственной принадлежности воздушных целей в районе расположения отделения стрелков-зенитчиков.

Информация о воздушной обстановке в районе расположения стрелков-зенитчиков поступает на ПЭП по радиоканалу с батарейного пункта управления типа ПУ-12М (или подвижного пункта разведки и управления типа "Овод-СВ") в форме кодограммы.

Конструктивно в состав ПЭП входят (рис.П1.1):

блок ПП-1 – электронный контейнер, помещенный в металлический корпус;

узел ПП-2 – антенна. Антенна в рабочем положении устанавливается в антенное гнездо на электронном контейнере, а в походном положении укладывается в кожух верхней крышки ПЭП;

блок ПП-3 - радиоприемник Р-255ПП, устанавливаемый в гнездо электронного контейнера;

батарея - шесть элементов А-343, размещенных в специальной коробке, которая устанавливается в батарейный отсек контейнера.

Технические характеристики ПЭП:

диапазон принимаемых частот, МГц (300 каналов связи через 50 кГц)	37,050...51,950
чувствительность приемника, мкВ	10
дальность приема на равнинной местности, км	не менее 15
диапазон топопривязки, км	0,2...99,9
радиус отображения воздушной обстановки, км	12,8
число одновременно отображаемых целей	4
разрешающая способность матричного светодиодного индикатора по направлениям юг-север и запад-восток, км	1,6
скорость передачи информации, бод	234 или 468
число посылок в кодограмме	32 или 40
время приведения в боевую готовность, мин	не более 3
время непрерывной работы без смены источника питания, ч	12
время выхода на режим после включения питания, с	7
время отображения принятой информации, с	8...11
технический ресурс, ч	5000
гарантийная наработка, ч	500
масса планшета, кг	6,28
диапазон рабочих температур, ^{0}C	-50...+50

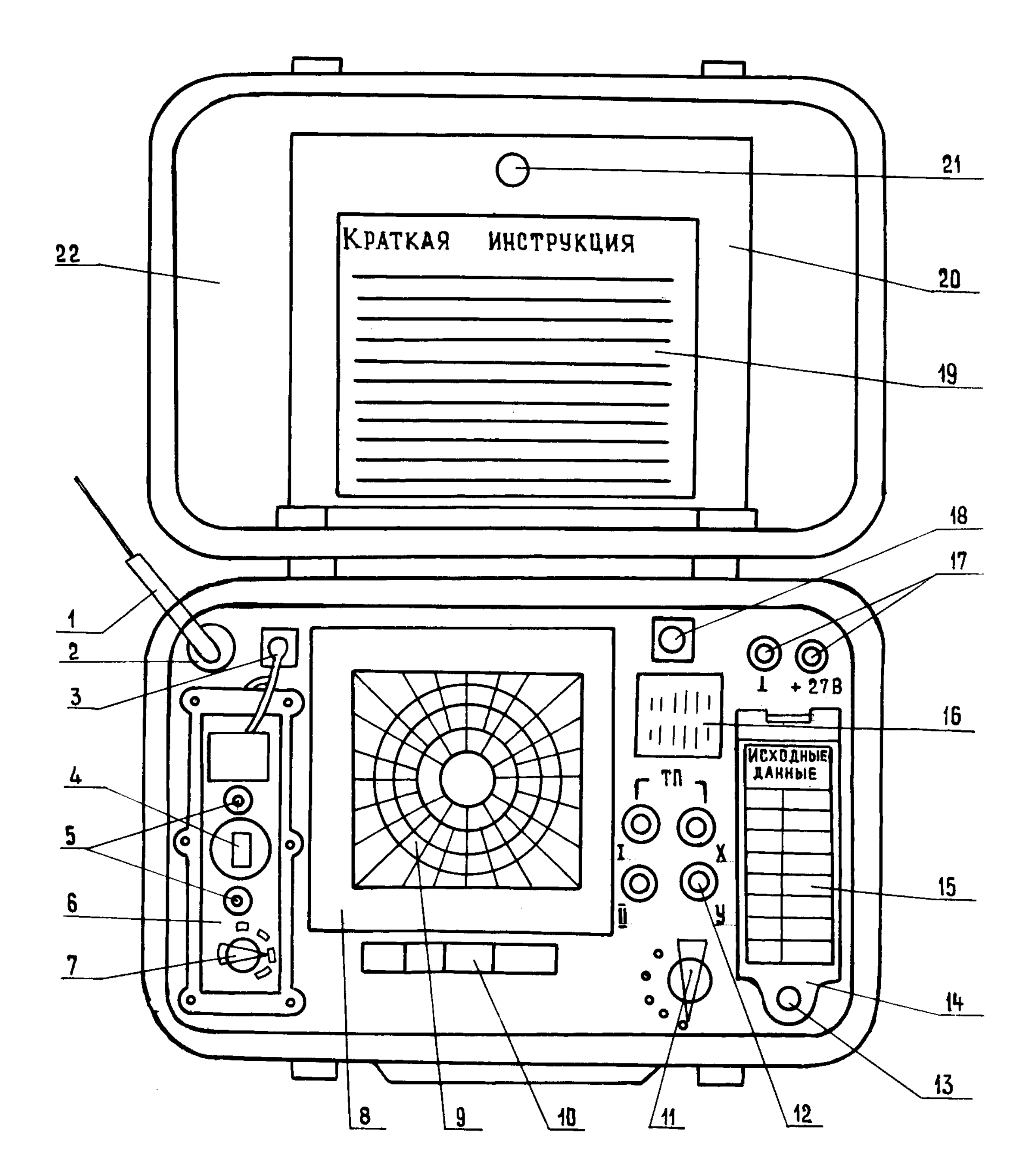


Рис.П1.1. Вид ПЭП 1Л15-1 с открытой верхней крышкой:
1 – антенна; *2* – антенное гнездо; *3* – вилка разъема Ш3; *4* – шкала частоты приемника; *5* – переключатель частоты ЧАСТОТА кГц-МГц; *6* – приемник Р-255ПП; *7* – переключатель рода работ приемника; *8* – рамка; *9* – матричный светодиодный индикатор; *10* – светодиодные индикаторы узла сигнализации; *11* – переключатель рода работ ПЭП; *12* – кнопки ввода и контроля координат топопривязки; *13* – винт крепления крышки батарейного отсека; *14* – крышка батарейного отсека; *15* – таблица для записи исходных данных; *16* – крышка телефона; *17* – клеммы +27 В и ⊥; *18* – вилка разъема Ш2; *19* – шильдик КРАТКАЯ ИНСТРУКЦИЯ; *20* – кожух; *21* – винт крепления кожуха; *22* – верхняя крышка

2. Устройство ПЭП 1Л15-1

Планшет выполнен в виде отдельного блока в прямоугольном герметичном корпусе с крышкой, изготовленными из листового алюминиевого сплава. Для его переноски используется ручка. На крышке ПЭП расположен шильдик с шифром и номером.

На внутренней стороне крышки *22* прикреплен винтом *21* кожух *20* для укладки в походном положении ПЭП антенны *1* радиоприемника *6*. На панели кожуха закреплен шильдик КРАТКАЯ ИНСТРУКЦИЯ *19*.

На панели электронного контейнера расположены:

радиоприемник Р-255ПП *6*;

антенное гнездо *2*;

вилка *3* разъема Ш2 (РСГ-10) для подключения приемника;

вилка *18* разъема Ш3 (РСГ-10) для подключения контрольной аппаратуры и выносного источника питания (при отрицательной температуре);

клеммы *17* (+27 В и ⊥), служащие для подключения внешнего источника питания;

батарейный отсек, закрытый крышкой *14*, которая крепится винтом *13*.

На верхней части крышки *14* размещена таблица *15* для записи исходных данных.

Радиоприемник Р-255ПП имеет следующие органы управления и индикации:

переключатель рода работ приемника ПРИЕМ–ПОИСК–ВЫКЛ.–ПОДСВЕТ *7*. Положение переключателя ПРИЕМ соответствует штатному режиму приема кодограммы. В положении переключателя ПОИСК осуществляется подстройка приемника схемой АПЧ на установленное значение частоты приема, а в положении ПОДСВЕТ обеспечивается подсветка шкалы частот приемника в темное время суток для установки требуемой частоты приема;

переключатель частоты приемника ЧАСТОТА кГц-МГц *5*, обеспечивающий установку рабочей частоты приемника в диапазоне 37,050...51,950 МГц;

шкала *4*, обеспечивающая установку и индикацию рабочей частоты приемника.

На лицевой панели ПЭП расположены следующие органы управления и индикации:

переключатель рода работ ПЭП ОТКЛ.–ТП–ДЕЖУРН.–РАБОТА–ПОДСВЕТ *11*. В положении ТП этого переключателя в ПЭП хранится код координат топопривязки (ТП) при минимальном потреблении электроэнергии. В положении ДЕЖУРН. в ПЭП также хранится код координат ТП, а встроенный телефон подключается к выходу приемника, что позволяет прослушивать речевые сообщения или кодограмму. В положении РАБОТА вводится код координат ТП, происходит прием, обработка и отображение информации, телефон подключен к узлу сигнализации. В положении ПОДСВЕТ производятся те же операции, что и в положении РАБОТА и дополнительно подсвечивается шкала матричного светодиодного индикатора;

кнопки ТП (X, У, I и II) *12*, служащие для ввода и контроля координат ТП по осям X и У и подключения индикатора координат ТП к соответствующему

запоминающему устройству координат ТП. Кнопки *I* и *II* служат для выбора различных скоростей ввода координат ТП;

матричный светодиодный индикатор (МСДИ) *9*, отображающий местоположение и траекторию движения целей. По периметру индикатора закреплена рамка *8* для нанесения ориентиров местности;

светодиодные индикаторы ПОТЕРЯ СВЯЗИ, СМЕНИ БАТАРЕЮ, ЗОНА, ТОПОПРИВЯЗКА и семисегментный индикатор ТП *10*, служащие для независимой световой индикации при потере связи, снижении напряжения батареи ниже 6,6 В, нахождении цели с принадлежностью "чужой" в зоне отображения информации и при сбросе координат ТП. Трехразрядный десятичный семисегментный индикатор обеспечивает индикацию вводимых (и введенных) значений координат ТП в зависимости от нажатой кнопки Х или У;

телефон под крышкой *16* обеспечивает приоритетную звуковую индикацию свечения светодиодных индикаторов *10* в режиме "Работа" и прослушивание речевых сообщений и кодограмм в дежурном режиме работы ПЭП.

Электронная часть ПЭП выполнена отдельным блоком на печатных платах книжной конструкции и закрепляется винтами к специальным приливам в панели.

Для обеспечения работы ПЭП при отрицательной температуре приемник и батарея располагаются под верхней одеждой стрелка-зенитчика. Конструктивно это обеспечивается легкосъемным креплением приемника к электронному блоку ПЭП и подключением приемника к вилке Ш2 с помощью соединительного устройства из состава ЗИП. В составе ЗИП имеется и футляр с удлинительным кабелем для батареи, который подключается к разъему Ш3.

3. Структурная схема и принцип действия ПЭП 1Л15-1

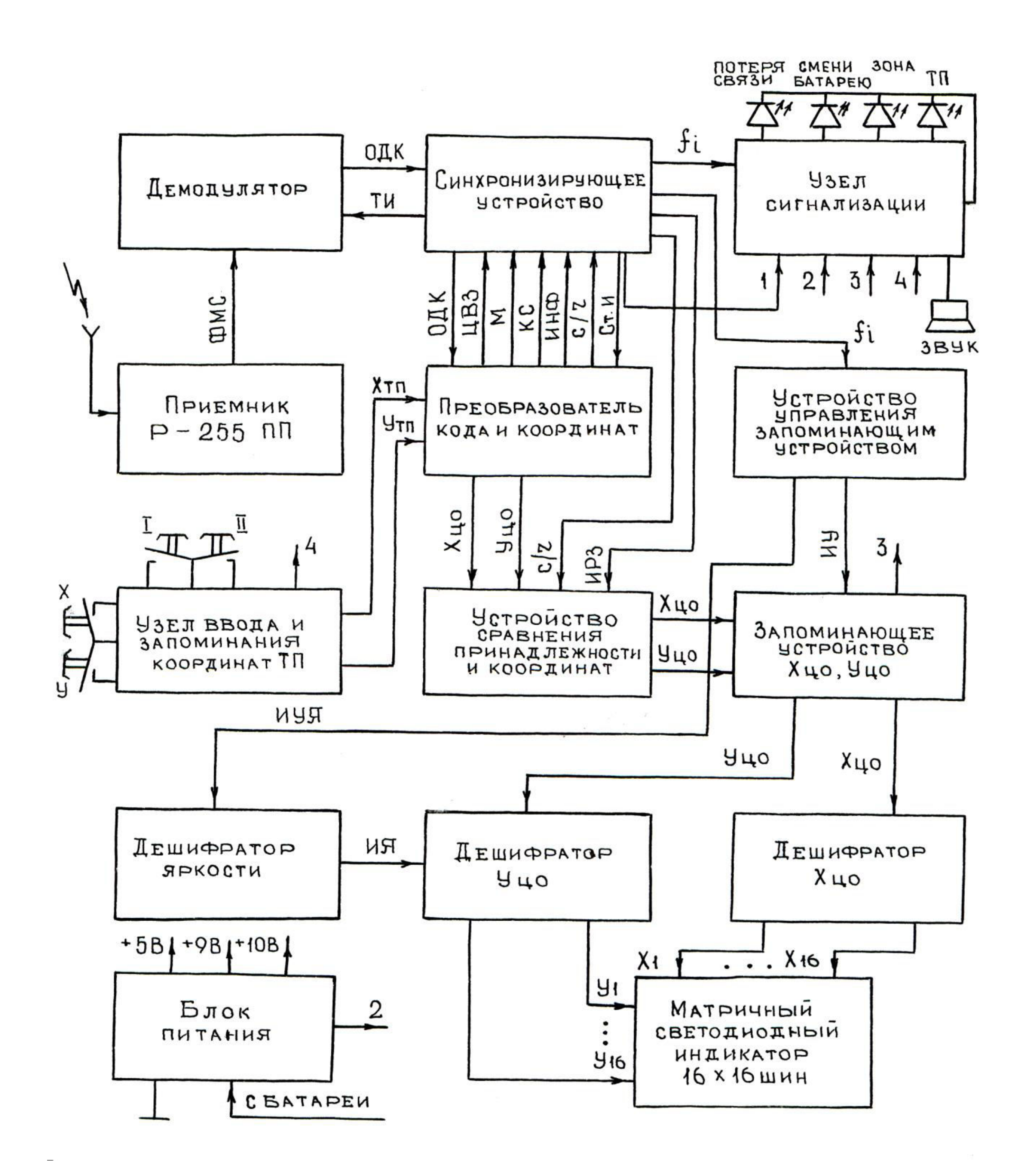
Структурная схема ПЭП включает (рис. П1.2):

приемник Р-255 ПП, обеспечивающий прием и преобразование сигналов кодограммы УКВ диапазона с частотной модуляцией (ЧМ) в низкочастотный фазоманипулированный сигнал (ФМС) частотой 1872 Гц;

демодулятор, преобразующий выделенный приемником ФМС в обратный двоичный код (ОДК);

синхронизирующее устройство, обеспечивающее формирование тактовых импульсов для синхронно-синфазной работы ПЭП с передающим пунктом и сигналов частот, необходимых для работы других схем ПЭП;

преобразователь кода и координат, обеспечивающий преобразование ОДК в прямой двоичный код (ПДК), и координат цели, передаваемых в линию связи относительно реперной точки, в координаты цели относительно центра матричного светодиодного индикатора (МСДИ);



Перечень основных сокращений: ИНФ – информация; ИРЗ – импульс разрешения записи; ИУ – импульсы управления; ИЯ – импульсы яркости; КС – коррекционный сигнал; М – масштаб; ОДК – обратный двоичный код; с/ч – "свой/чужой"; Ст.И – стробирующие импульсы; ТИ – тактовые импульсы; ФМС – фазоманипулированный сигнал;. ЦВЗ – сигнал цель вне зоны; $Х_{тп}$, $У_{тп}$ – координаты топопривязки; $Х_{ц0}$, $У_{ц0}$ – координаты цели относительно центра матричного светодиодного индикатора.

Рис. П1.2. Структурная схема ПЭП 1Л15-1

устройство сравнения принадлежности и координат, обеспечивающее анализ новизны поступающей информации и приоритет записи для координат цели с принадлежностью "чужой";

запоминающее устройство (ЗУ), производящее запись и хранение кода координат и принадлежности целей;

устройство управления ЗУ, обеспечивающее формирование всех необходимых сигналов для управления ЗУ и дешифратором яркости;

дешифраторы координат ($Х_{ц0}$, $У_{ц0}$), преобразующие двоичный четырёхразрядный код координат в позиционный;

матричный светодиодный индикатор (МСДИ), отображающий координаты (местоположение) и траекторию движения целей, координаты которых записаны в ЗУ;

узел сигнализации, осуществляющий приоритетную звуковую и одновременно независимую световую сигнализации в случаях потери связи, снижения напряжения батареи ниже 6,6 В, сброса координат топопривязки и при нахождении в зоне отображения цели с принадлежностью "чужой";

узел ввода и запоминания координат топопривязки (ТП), обеспечивающий ввод координат ТП в диапазоне 0,2...99,9 км и их хранение;

блок питания, вырабатывающий стабилизированные напряжения питания ПЭП – +5, +9 и +10 В.

Принцип действия ПЭП заключается в следующем.

Информация о координатах воздушных целей передается в виде кодограммы, преобразованной в сигнал поднесущей частоты 1872 Гц с ОФМ . При этом изменение фазы поднесущей на 180^0 соответствует передаче логического нуля, а неизменность фазы соответствует передаче логической единицы.

Скорость передачи кодограммы может быть 234 или 468 бод. Число элементарных посылок в кодограмме зависит от типа аппаратуры съема и передачи данных (АСПД) на передающем пункте (ПУ-12М или ППРУ "Овод-СВ"). На АСПД число посылок может устанавливаться 32 или 40. На более современной АСПД-У число посылок равно 40.

Передача командным пунктом и прием ПЭП информации о координатах целей производится в единой системе координат с началом отсчета в реперной точке (РТ), координаты которой заранее известны (рис. П1.3). Координаты РТ ($Х_{рт}$, $У_{рт}$) назначаются таким образом, чтобы она находилась левее и ниже квадрата, где предполагаются боевые действия комплекса, ограниченного по координатам Х и У зоной 0...100 км. Это обусловлено необходимостью передачи координат целей только положительными числами.

При подготовке к работе ПЭП ориентируется по сторонам света и в него вводятся координаты топопривязки

$$Х_{тп} = Х_{поз} – Х_{рт}; \qquad (П1.1)$$

$$У_{тп} = У_{поз} – У_{рт}, \qquad (П1.2)$$

где $Х_{поз}$, $У_{поз}$ – географические координаты позиции ПЭП;

$Х_{рт}$, $У_{рт}$ – географические координаты реперной точки.

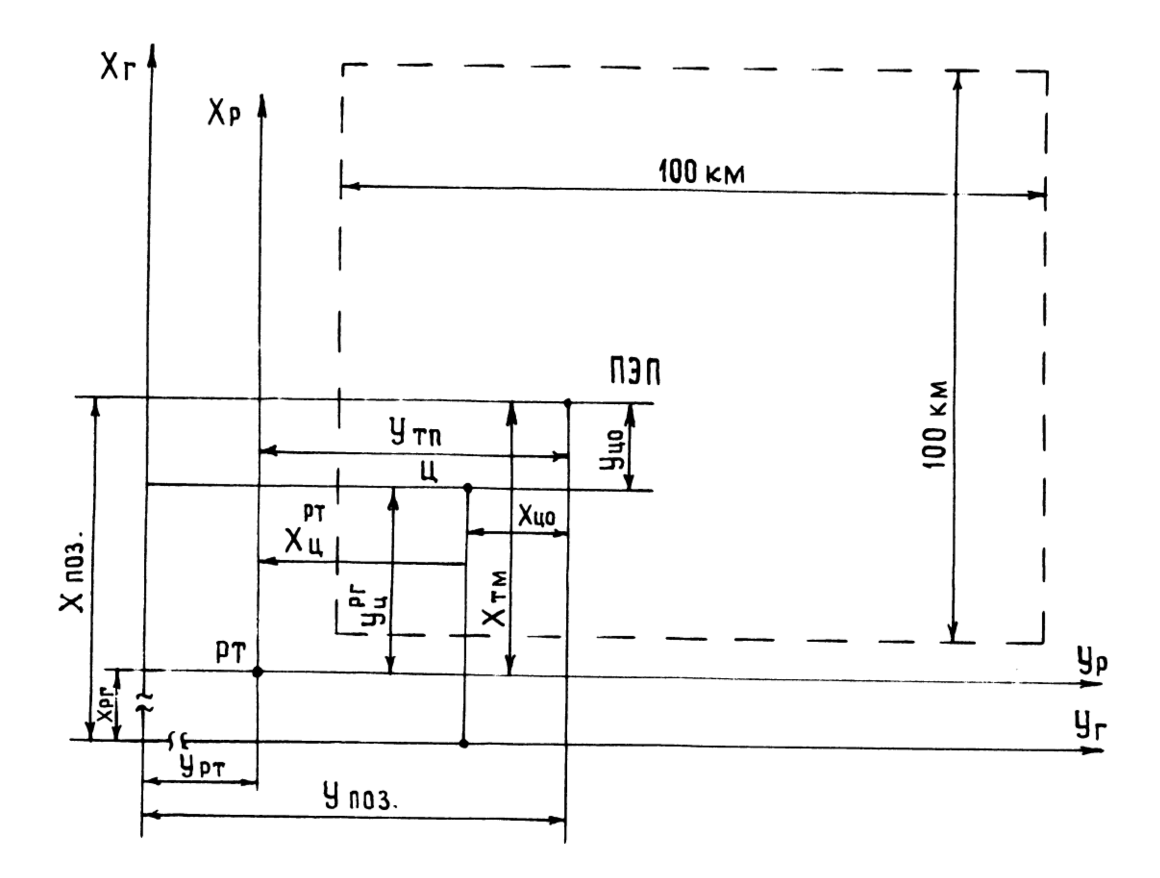


Рис. П1.3. Единая система координат

Состав телекодовой информации о цели и ее размещение в кодограммах циклов ОПОВЕЩЕНИЕ и ЦЕЛЕУКАЗАНИЕ (ЦУ), каждая из которых включает 40 элементарных посылок, представлены на рис. П1.4. При этом в цикле ОПОВЕЩЕНИЕ передаются: признаки цикла и масштаба, координаты цели относительно реперной точки, характеристики цели (высотная зона, признаки цели -групповая, "свой-чужой", номер цели) и коррекционный сигнал. В цикле ЦУ передаются: признак цикла, адрес приемного пункта, номер цели и коррекционный сигнал.

Координаты цели ($Х_ц$, $У_ц$) передаются в линию связи командным пунктом относительно реперной точки двоичным модифицированным дополнительным одинадцатиразрядным кодом:

при масштабе М1 (50 км):

$$Х_ц = (Х_{ц.рт} + 1{,}2)\ км; \quad (П1.3)$$

$$У_ц = (У_{ц.рт} + 1{,}2)\ км, \quad (П1.4)$$

при масштабе М2 (100 км):

$$Х_ц = (Х_{ц.рт} + 1{,}2 + 51{,}2)\ км; \quad (П1.5)$$

$$У_ц = (У_{ц.рт} + 1{,}2 + 51{,}2)\ км, \quad (П1.6)$$

где $Х_ц$, $У_ц$ – координаты цели, передаваемые в линию связи;

$Х_{ц.рт}$, $У_{ц.рт}$ – координаты цели относительно реперной точки.

<table>
<tr><th rowspan="2">Цикл</th><th colspan="26">Посылки</th></tr>
<tr><th>1</th><th>2</th><th>…</th><th>12</th><th>13</th><th>14</th><th>15</th><th>16</th><th>17</th><th>18</th><th>19</th><th>20</th><th>21</th><th>22</th><th>23</th><th>24</th><th>25</th><th>26</th><th>…</th><th>33</th><th>34</th><th>35</th><th>36</th><th>37</th><th>…</th><th>40</th></tr>
<tr><td>Опове-щение</td><td>1</td><td>У1</td><td>…</td><td>У11</td><td colspan="4">Характеристики цели</td><td></td><td colspan="4">Единицы</td><td colspan="4">Десятки</td><td>Х1</td><td></td><td>Х8</td><td>Х9</td><td>Х10</td><td>Х11</td><td colspan="3">КС</td></tr>
<tr><td>Целеука-зание</td><td></td><td colspan="3"></td><td>1</td><td>0</td><td>0</td><td>0</td><td>1</td><td colspan="4">Единицы</td><td colspan="4">Десятки</td><td colspan="3"></td><td colspan="3">Адрес</td><td colspan="3">КС</td></tr>
<tr><td>Условное обознач. посылок</td><td>М1</td><td colspan="3">Вес разрядов У ←→</td><td>—</td><td>│</td><td>○</td><td>□</td><td>М2</td><td colspan="8">Номер цели ←→</td><td colspan="6">Вес разрядов Х ←→</td><td colspan="3">КС</td></tr>
</table>

Примечания:

ЦУ – целеуказание (признаком цикла ЦУ является наличие «0» в посылках 1,14, 15,16 и наличие уровня «1» в посылках 13, 17);

КС – коррекционный сигнал;

Х, У – координаты цели относительно реперной точки;

│ - вторая высотная зона (1,5 …3,0 км);

— - третья высотная зона (более 3,0 км);

○ - признак групповой цели;

□ - признак цели, принадлежащей к своим вооруженным силам.

Наличие уровня «1» в посылках М1 (1), М2 (17) является признаком масштаба 2.

Наличие уровня «1» в посылке М1 (1) и уровня «0» в посылке М2 (17) является признаком масштаба 1.

Признаком цикла оповещения является наличие уровня «1» в посылке 1.

Рис. П2.4. Кодограммы циклов целеуказания и оповещения

Принятый приемником Р-255ПП сигнал УКВ диапазона и преобразованный им в фазоманипулированный сигнал (ФМС) поступает на демодулятор, который преобразует его в обратный двоичный код (ОДК). С синхронизирующего устройства (СУ), обеспечивающего синфазность и синхронность работы ПЭП с передающим пунктом, на демодулятор поступают тактовые импульсы, синхронные единичным посылкам принимаемой информации (кодограммы).

С демодулятора координаты цели в ОДК через СУ поступают в преобразователь кода и координат (ПКК), где производится преобразование ОДК в прямой код (ПК) и запись в приемный регистр кодограммы и коррекционного сигнала предыдущей кодограммы. На ПКК с узла ввода и запоминания координат топопривязки (ТП) поступают координаты ТП (п.1 и 2), где с помощью сумматоров, с учетом масштаба, вычисляются координаты цели относительно центра МСДИ ($Х_{ц0}$, $У_{ц0}$).

С ПКК координаты цели относительно центра МСДИ поступают на устройство сравнения принадлежности и координат (УСПК), а сигналы ЦЕЛЬ ВНЕ ЗОНЫ (ЦВЗ), МАСШТАБ (М), КОРРЕКЦИОННЫЙ СИГНАЛ (КС), НАЛИЧИЕ ИНФОРМАЦИИ (НИ), СВОЙ/ЧУЖОЙ (с/ч) поступают в СУ. Синхронизирующее устройство производит анализ этих сигналов и при положительном результате анализа по КС формирует импульс разрешения записи (ИРЗ), по которому в УСПК записываются координаты цели.

УСПК анализирует новизну поступающей информации о координатах цели по отношению к записанной в ЗУ и осуществляет приоритет записи для координат цели с принадлежностью "чужой".

Устройство управления ЗУ (УУ ЗУ) формирует все необходимые импульсы для организации работы ЗУ и дешифратора яркости. По импульсу управления (ИУ) производится запись в ЗУ новых координат, а импульсы яркости обеспечивают более яркое свечение светодиодов МСДИ, соответствующих более новой информации.

Запоминающее устройство по импульсу управления производит запись и хранение кода координат и принадлежности целей, а также выдает координаты цели ($Х_{ц0}$, $У_{ц0}$) на дешифратор координат. При записи в ЗУ хотя бы одного кода с принадлежностью "чужой" на выходе ЗУ формируется сигнал 3, поступающий в узел сигнализации для формирования сигнала ЗОНА.

Импульс яркости (ИЯ) изменяемой длительности, в зависимости от времени хранения в ЗУ кода координат, модулируется частотой 3,5 Гц при принадлежности "чужой". Это определяет степень яркости и импульсный характер свечения светодиодов на МСДИ. При принадлежности цели "свой" ИЯ не моделируется или может модулироваться частотой 1 Гц.

Дешифраторы $Х_{ц0}$, $У_{ц0}$ обеспечивают преобразование двоичного кода координат в позиционный. С выхода дешифратора $Х_{ц0}$ код координаты подается на вертикальные шины МСДИ (направление запад-восток), а с дешифратора $У_{ц0}$ – на горизонтальные (направление юг-север).

Матричный СДИ свечением светодиодов отображает цели, координаты которых записаны в ЗУ. Совокупность светящихся светодиодов отображает

траектории движения целей. Для определения направления движения целей используется различная яркость свечения светодиодов МСДИ. Более яркое свечение светодиодов соответствует более новой информации о положении целей.

Узел сигнализации осуществляет приоритетную звуковую и одновременно независимую световую сигнализацию на лицевой панели ПЭП в случаях:

потери связи (отсутствие сигнала НИ) – ПОТЕРЯ СВЯЗИ;

сброса ТП (координаты ТП не введены или произошло обнуление счетчиков координат ТП) – ТОПОПРИВЯЗКА;

снижения напряжения батареи питания ниже 6,6 В – СМЕНИ БАТАРЕЮ;

нахождения цели с принадлежностью "чужой" в зоне отображения матричного светодиодного индикатора – ЗОНА.

Таким образом, характер свечения светодиодов МСДИ, световая и звуковая сигнализации на лицевой панели ПЭП позволяют определять местоположение, направление движения целей и их принадлежность.

4. Характеристика основных элементов ПЭП 1Л15-1

4.1. Узел ввода и запоминания координат топопривязки

Узел ввода и запоминания координат топопривязки предназначен для ввода координат ТП в диапазоне 0,2...99,9 км и их хранения.

В состав функциональной схемы узла ввода и запоминания координат ТП входят (рис. П1.5):

узел ввода кода координат ТП;

запоминающие устройства (ЗУ) кодов координат ТП ($X_{тп}$, $У_{тп}$);

устройство сравнения координат ТП ($X_{тп}$, $У_{тп}$);

дешифратор нулей;

преобразователь кода ТП;

цифровой индикатор координат ТП.

Узел ввода координат ТП обеспечивает ввод координат ТП с дискретностью 0,1 км. Принцип ввода координат ТП – времяимпульсный. Для этого в состав узла входят генератор импульсов и делитель частоты, управление которыми осуществляется кнопками I и II, что обеспечивает три различные скорости ввода координат топопривязки.

ЗУ кодов координат ТП осуществляет преобразование времяимпульсного кода в двоичный восьмиразрядный код, его хранение и выдачу на сумматоры второй ступени преобразователя кода и координат, на устройство сравнения координат ТП, на дешифраторы нулей и на преобразователь кода ТП. Для хранения координат ТП в составе ЗУ для каждой координаты имеются основные и контрольные счетчики.

Устройство сравнения координат ТП предназначено для анализа кодов координат ТП, записанных в основных и контрольных счетчиках ЗУ координат ТП, и выработки сигнала СБРОС для обнуления счетчиков ЗУ, если произошло рассогласование счетчиков в режиме хранения координат ТП.

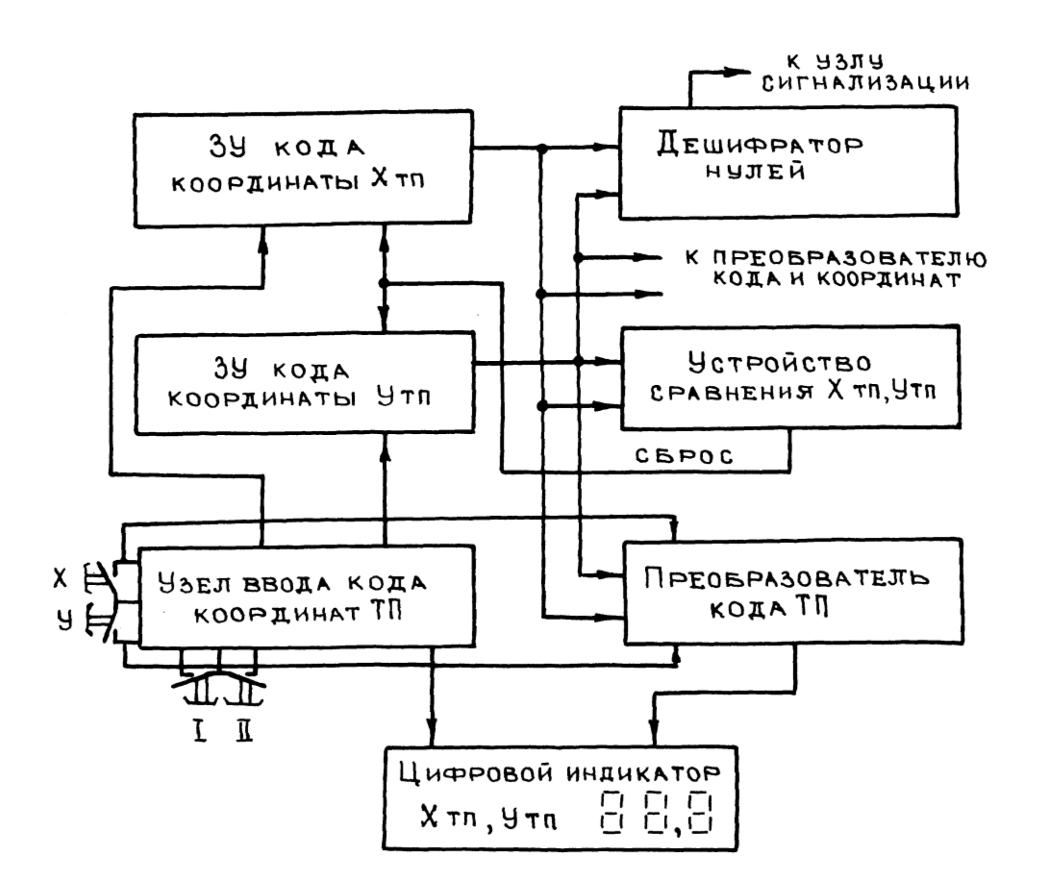


Рис. П1.5. Функциональная схема узла ввода и запоминания координат ТП

Дешифратор нулей предназначен для формирования сигнала СБРОС ТП в узел сигнализации, если:

координаты ТП не введены;

произошло обнуление счетчиков ЗУ координат ТП сигналом СБРОС.

Преобразователь кода ТП предназначен для преобразования двоичного восьмиразрядного кода в семисегментный для цифрового индикатора координат ТП. При этом преобразуется код той координаты, которой соответствует нажатая кнопка (Х или У).

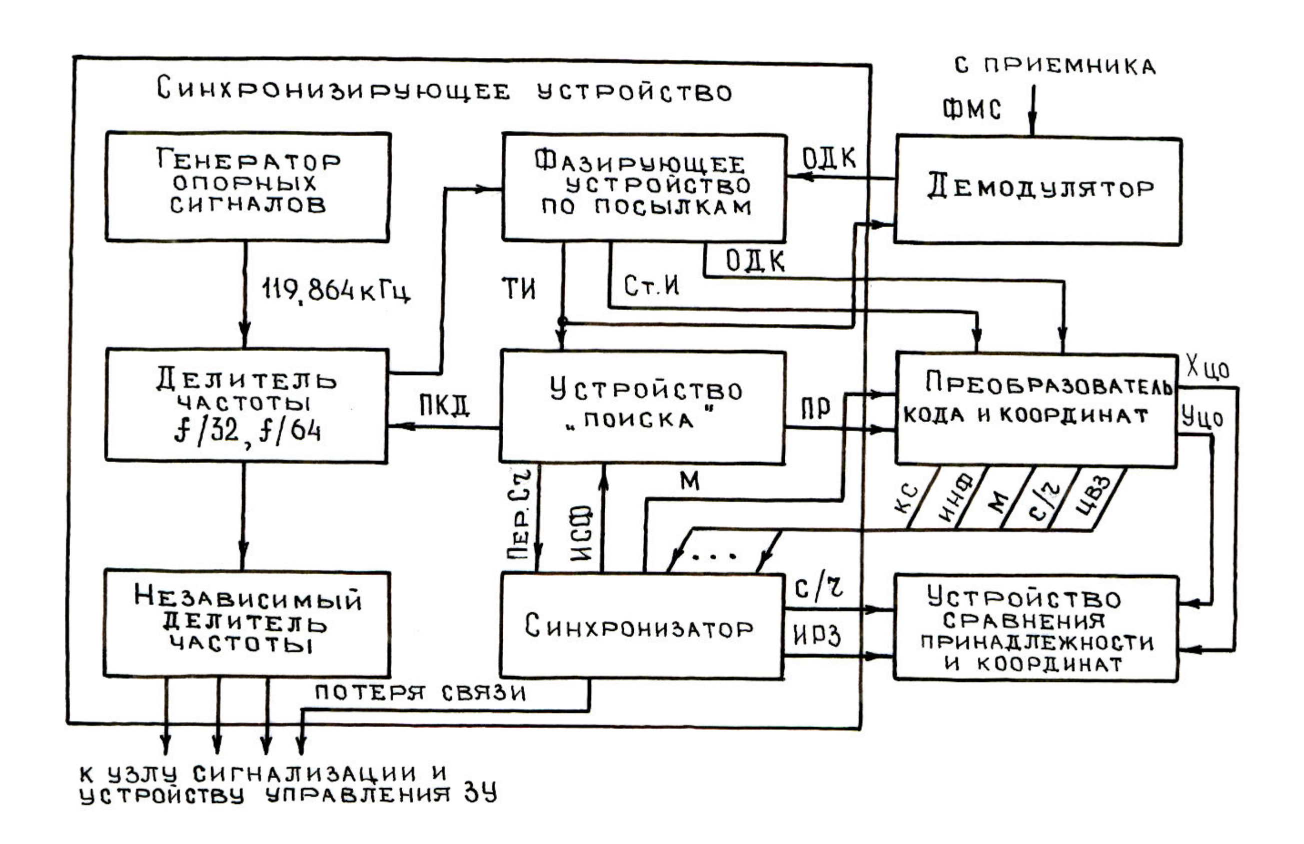
Цифровой индикатор координат ТП предназначен для контроля ввода и сохранности координат ТП. Индикатор представляет собой трехдекадный десятичный семисегментный индикатор с фиксированной запятой. Индикатор подключен к выходу преобразователя кода ТП и индицирует значение той координаты ТП, которой соответствует нажатая кнопка (Х или У).

4.2. Синхронизирующее устройство

Синхронизирующее устройство (СУ) предназначено для формирования тактовых импульсов, обеспечивающих синхронно-синфазную работу ПЭП с передающим пунктом, сигналов частот, необходимых для работы узла сигнализации, и стробирующих импульсов, синхронных единичным посылкам кодограммы.

В состав СУ входят (рис. П1.6):

генератор опорных сигналов (ГОС);
делитель частоты на 32 или на 64;
независимый делитель частоты;
устройство поиска;
фазирующее устройство по посылкам;
синхронизатор.



Перечень основных сокращений: Пер. Сч. – переключение дешифратора счетчика; ПКД – переключение коэффициента деления в делителе частоты; ПР – переключение разрядности регистра.

Рис. П1.6. Функциональная схема синхронизирующего устройства

Генератор опорных сигналов обеспечивает формирование импульсных сигналов стабильной частоты, равной 119,864 кГц. Эти сигналы через делитель на 32 или на 64 поступают на фазирующее устройство по посылкам и на независимый делитель частоты.

Делитель частоты на 32 или на 64 автоматически изменяет коэффициент деления (32 или 64) по сигналу ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ДЕЛЕНИЯ (ПКД) с устройства поиска для обеспечения синфазной работы с передающим пунктом при различных скоростях передачи информации (234 или 468 бод).

Независимый делитель частоты формирует импульсные сигналы всех частот, необходимых для работы узла сигнализации и устройства управления ЗУ. Входными сигналами независимого делителя частоты являются сигналы ГОС с делителя частоты, частота которых не зависит от коэффициента деления делителя.

Устройство поиска производит автоматическое переключение ПЭП на прием кодограммы по количеству посылок в ней (32 или 40) и скорости ее передачи (234 или 468 бод). Устройство поиска представляет собой блокируемый двоичный счетчик на два разряда. Сигнал с одной ступени счетчика, называемый ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ДЕЛЕНИЯ (ПКД), изменяет коэффициент деления делителя частоты импульсов на 32 или на 64, что приводит к изменению частоты следования тактовых импульсов (234 или 468 Гц). Сигнал со второй ступени, называемый ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ РАЗРЯДНОСТИ (ПР), управляет ключевым элементом приемного регистра ПКК в целях переключения его разрядности, а сигнал, называемый ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ СЧЕТЧИКА (Пер. Сч.), переключает дешифратор счетчика тактовых импульсов в синхронизаторе (на 32 или 40). При совпадении скорости тактовых импульсов со скоростью передачи информации (кодограммы) и числа разрядов приемного регистра с количеством посылок в кодограмме сигнал ИМПУЛЬС СИНФАЗНОСТИ (ИСФ) с синхронизатора блокирует двоичный счетчик устройства поиска и поиск синфазности прекращается.

Фазирующее устройство по посылкам служит для формирования тактовых (ТИ) и стробирующих (Ст.И) импульсов, синхронных единичным посылкам принимаемой кодограммы, и производит смещение ТИ в центр единичной посылки. Входными сигналами фазирующего устройства по посылкам являются информационные посылки кодограммы в обратном двоичном коде (ОДК) с демодулятора и опорные сигналы с делителя частоты на 32 или на 64. Выходными сигналами фазирующего устройства являются стробирующие импульсы и информационные импульсы посылок кодограммы в ОДК, которые поступают в преобразователь кода и координат.

Синхронизатор служит для формирования импульса разрешения записи (ИРЗ) при выполнении следующих условий: есть сигнал НАЛИЧИЕ ИНФОРМАЦИИ (НИ), отсутствуют запрещенные комбинации и нет сигнала ЦЕЛЬ ВНЕ ЗОНЫ (ЦВЗ) с преобразователя кода и координат. Для этого в запоминающие триггеры синхронизатора по импульсу коррекционного сигнала (КС) записываются следующие сигналы: НИ, ОТСУТСТВИЕ ЗАПРЕЩЕННЫХ КОМБИНАЦИЙ, СВОЙ-ЧУЖОЙ (С/Ч) и МАСШТАБ (М). По ИРЗ координаты цели записываются в буферный регистр устройства сравнения принадлежности и координат. В устройство сравнения принадлежности и координат с синхронизатора поступает и сигнал о принадлежности цели. При нарушении синхронизации с выхода синхронизатора снимается сигнал ИСФ, чем разрешается работа устройства поиска. Кроме того, в этом случае синхронизатор выдает сигнал в узел сигнализации для формирования сигнала ПОТЕРЯ СВЯЗИ.

4.3. Преобразователь кода и координат

Преобразователь кода и координат (ПКК) обеспечивает преобразование ОДК в прямой код (ПК), автоматическое переключение числа разрядов по количеству посылок в кодограмме, преобразование координат цели,

передаваемых в линию связи относительно реперной точки, в координаты цели относительно центра матричного светодиодного индикатора (МСДИ).

В состав преобразователя кода и координат входят (рис. П1.7):

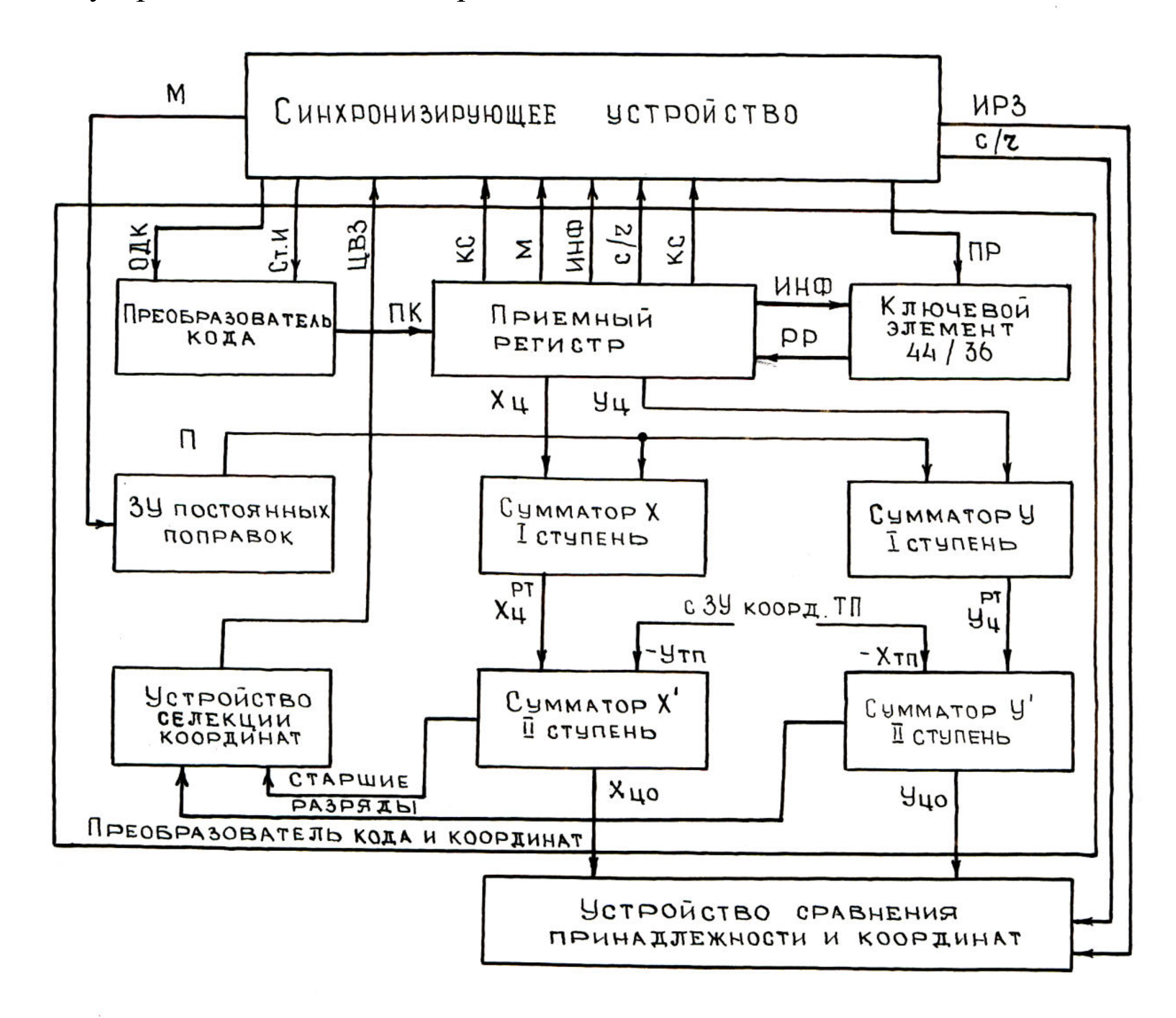
преобразователь кода;

приемный регистр;

сумматоры;

запоминающее устройство постоянных поправок (ЗУПП);

устройство селекции координат.



Перечень основных сокращений: П – поправка; ПК – прямой код; ПР – переключение разрядности; РР – разрядность регистра; М – масштаб.

Рис. П1.7. Функциональная схема преобразователя кода и координат

Преобразователь кода обеспечивает преобразование ОДК в ПК методом сравнения приходящей информации с синхронными ей стробирующими импульсами.

Приемный регистр предназначен для записи кодограммы и коррекционного сигнала предыдущей кодограммы. Приемный регистр является

регистром сдвига с ключевым элементом, который в зависимости от числа посылок в кодограмме включает либо 36 разрядов регистра, либо 44. Если кодограмма включает 32 единичные посылки, то разрядность приемного регистра устанавливается ключевым элементом равной 36, где четыре разряда отводится для записи коррекционного сигнала предыдущей кодограммы. Аналогично четыре разряда отводится для записи коррекционного сигнала предыдущей кодограммы при числе единичных посылок в кодограмме, равном 40.

Двухступенчатые двенадцатиразрядные сумматоры по каждой координате обеспечивают вычисление координат целей относительно центра МСДИ в соответствии с формулами

$$Х_{цо} = (Х_{ц} + П) – У_{тп}; \qquad (П1.7)$$

$$У_{цо} = (У_{ц} + П) – Х_{тп}, \qquad (П1.8)$$

где $Х_{цо}$ – координата цели относительно центра экрана МСДИ в направлении запад–восток;

$У_{цо}$ – координата цели относительно центра экрана МСДИ в направлении юг–север;

П – поправка, задаваемая ЗУ постоянных поправок, зависящая от масштаба принимаемой информации (П1.3 – П1.6).

При этом первыми ступенями сумматоров координат Х и У обеспечивается суммирование координат цели, переданных в линию связи, с поправками с ЗУ постоянных поправок. Вторыми ступенями сумматоров координат суммируются результаты первых ступеней сумматоров с координатами ТП, поступающими с ЗУ координат ТП. По импульсу разрешения записи с синхронизатора координаты целей относительно центра МСДИ с выходов младших разрядов вторых ступеней сумматоров в четырехразрядном двоичном коде записываются в буферный регистр устройства сравнения принадлежности и координат, а с выходов старших разрядов подаются в устройство селекции координат.

ЗУ постоянных поправок предназначено для хранения и выдачи на первые ступени сумматоров координат поправок, которые определяются особенностями построения дешифратора координат. Величина поправок зависит от масштаба принимаемой информации и составляет: при масштабе М1 П1=1,2 км, при масштабе М2 П2=52,4 км.

Устройство селекции координат обеспечивает формирование сигнала ЦВЗ, запрещающего запись кода координат цели в буферный регистр устройства сравнения принадлежности и координат, если цель находится вне зоны отображения.

4.4. Другие элементы ПЭП 1Л15-1

Переносный электронный планшет кроме основных элементов (см. п. 1.4) включает и ряд других: демодулятор, устройство сравнения принадлежности и координат, запоминающее устройство, устройство управления ЗУ, матричный

светодиодный индикатор, дешифраторы координат, дешифратор яркости, узел сигнализации и блок питания.

Демодулятор предназначен для преобразования выделенного приемником ФМС поднесущей частоты 1872 Гц в ОДК. В его состав входят (рис. П1.8):

фильтр Ф1;

схема выделения когерентных колебаний;

фазовый детектор;

формирователь импульсов.

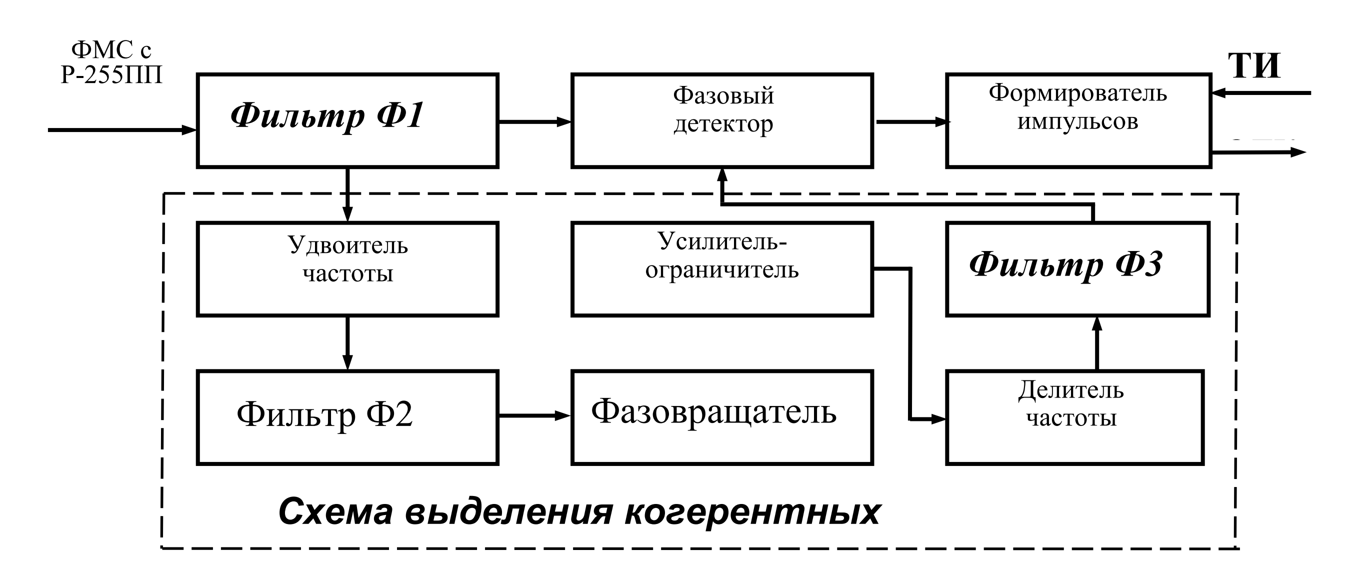


Рис. П1.8. Функциональная схема демодулятора

Фильтр Ф1 предназначен для ослабления помех и выделения ФМС на поднесущей частоте.

Схема выделения когерентных колебаний используется для выделения когерентных колебаний ФМС на поднесущей частоте и включает в себя:

удвоитель частоты, обеспечивающий удвоение частоты поднесущей с помощью двухполупериодного выпрямителя;

фильтр Ф2, обеспечивающий ослабление помех и выделение второй гармоники поднесущей частоты;

фазовращатель, обеспечивающий сдвиг фазы сигнала в схеме выделения когерентных колебаний на величину периода поднесущей частоты;

усилитель-ограничитель, обеспечивающий формирование прямоугольного сигнала из выделенной второй гармоники и деление частоты этого сигнала на два с помощью триггера;

фильтр Ф3, обеспечивающий выделение сигнала когерентных колебаний на поднесущей частоте.

Фазовый детектор предназначен для сравнения фазы сигнала текущей посылки кодограммы с фазой сигнала предыдущей посылки для формирования сигналов информации (1 или 0) по правилу: фазы сигналов совпадают – 1, отличаются на полпериода (180^0) – 0.

Устройство сравнения принадлежности и координат предназначено для анализа новизны поступающей информации по отношению к записанной в ЗУ и

осуществления приоритета записи для координат цели с принадлежностью "чужой".

Запоминающее устройство (ЗУ) обеспечивает запись и хранение кода координат и принадлежности целей в виде девятиразрядного кода и выдачу координат целей относительно центра МСДИ ($Х_{цо}$, $У_{цо}$) в четырехразрядном двоичном коде на дешифраторы координат. Емкость ЗУ составляет 81 бит. При записи в ЗУ хотя бы оного кода с принадлежностью "чужой" на выходе ЗУ формируется сигнал, поступающий в узел сигнализации для формирования сигнала ЗОНА.

Устройство управления ЗУ формирует все необходимые импульсы для организации работы ЗУ и дешифратора яркости. По импульсу управления (ИУ) производится запись в ЗУ новых координат с устройства сравнения принадлежности и координат, а импульсы управления яркостью (ИУЯ) обеспечивают более яркое подсвечивание тех светодиодов МСДИ, которые соответствуют более новой информации.

Матричный светодиодный индикатор (МСДИ) предназначен для отображения целей, координаты которых записаны в ЗУ, и представляет собой совокупность светодиодов, объединенных в 16 вертикальных и 16 горизонтальных шин. Совокупность светящихся светодиодов отображает местоположение и траектории движения целей.

Дешифраторы координат ($Х_{цо}$, $У_{цо}$) обеспечивают преобразование двоичного четырёхразрядного кода координат в позиционный. С выходов дешифраторов код координаты $У_{цо}$ подается на горизонтальные, а код координаты $Х_{цо}$ – на вертикальные шины МСДИ.

Дешифратор яркости используется для формирования импульса яркости (ИЯ), который подается на дешифратор координаты $У_{цо}$ в момент поступления на него из ЗУ соответствующего кода этой координаты и имеет изменяемую длительность в зависимости от времени хранения в ЗУ кода координат. Импульс яркости модулируется частотой 3,5 Гц при принадлежности "чужой", что определяет степень яркости и импульсный характер свечения светодиода на МСДИ. При принадлежности "свой" импульс яркости не модулируется или может модулироваться частотой 1 Гц. При этом свечение светодиода изменяется только по яркости.

Узел сигнализации предназначен для приоритетной звуковой и одновременно независимой позиционной световой сигнализации Он используется при:

потере связи (светится индикатор ПОТЕРЯ СВЯЗИ);

сбросе координат топопривязки (светится индикатор ТОПОПРИВЯЗКА);

снижении напряжения батареи ниже (6,8 ± 0,3) В (светится индикатор СМЕНИ БАТАРЕЮ);

нахождении в зоне отображения МСДИ цели с принадлежностью "чужой" (светится индикатор ЗОНА).

Блок питания формирует стабилизированные напряжения питания ПЭП: +5, +9 и +10 В. В его состав входят (рис. П1.9):

батарея;

схема коммутации и согласования;
преобразователь напряжения;
выпрямители I, II и III;
стабилизаторы напряжений +5 В, +9 В и +10 В;
схема контроля.

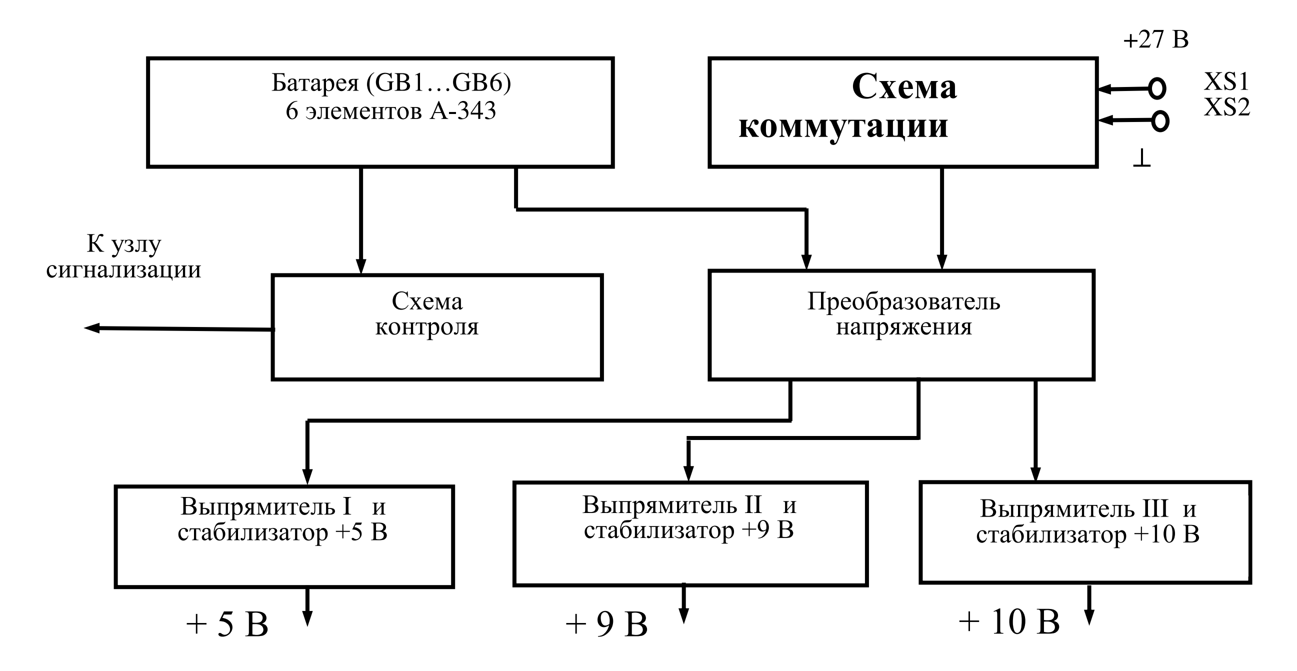


Рис. П1.9. Функциональная схема блока питания ПЭП

Батарея является внутренним источником питания ПЭП и представляет собой шесть элементов типа А-343 с общим напряжением $U_б \geq 8{,}4$ В, размещенных в специальной коробке. Эта коробка устанавливается в батарейный отсек контейнера при положительной температуре окружающей среды, а при отрицательной температуре находится под верхней одеждой стрелка-зенитчика. В этом случае коробка устанавливается в футляр с удлинительным кабелем из состава ЗИП, который подключается к разъему Ш3 ПЭП.

Схема коммутации и согласования предназначена для отключения внутреннего источника питания при подаче на клеммы XS1 (+27 В), XS2 (⊥) напряжения =27 В от бортсети БМП (БТР) и понижения его до +7 В. Коммутация напряжения осуществляется контактами реле Р1, которое срабатывает при подаче питания =27 В на клеммы XS1 и XS2, что приводит к разрыву цепи питания от внутреннего источника. Понижение напряжения с +27 до +5 В осуществляется стабилизатором напряжения на базе микросхемы типа К142ЕН3.

Преобразователь напряжения предназначен для преобразования постоянного напряжения источника питания (внутреннего или внешнего) в переменное и получения требуемых значений переменных напряжений. Преобразователь напряжения построен по типовой схеме двухтактного транзисторного генератора с положительной трансформаторной обратной связью. Вторичные обмотки трансформатора позволяют получить требуемые номиналы переменных напряжений.

Выпрямители I, II и III предназначены для выпрямления переменных напряжений с вторичных обмоток трансформатора преобразователя.

Стабилизаторы напряжений +5, +9 и +10 В используются для получения стабилизированных напряжений +5, +9 и +10 В, необходимых для питания электронного блока и приемника ПЭП.

Схема контроля предназначена для формирования сигнала в узел сигнализации при снижении напряжения внутреннего источника питания ниже 6,8 ± 0,3 В.

5. Функционирование ПЭП при приеме и отображении информации

При подготовке ПЭП к работе в узел ввода и запоминания координат ТП (см. рис. П1.5) вводятся координаты ТП с помощью кнопок Х, У, I, II в соответствии с (п. 1 и 2) и устанавливается рабочая частота приемника Р-255ПП переключателем ЧАСТОТА кГц–МГц. Для ввода исходных данных ТП, приема и отображения информации переключатель рода работы ПЭП должен быть установлен в положение РАБОТА или ПОДСВЕТ, а переключатель рода работ приемника в положение ПРИЕМ.

При передаче кодограммы пунктом управления или подвижным пунктом разведки и управления приемник Р-255ПП принимает частотно-модулированный сигнал УКВ диапазона и преобразует его в фазоманипулированный сигнал (ФМС) с поднесущей частотой 1872 Гц. Этот сигнал поступает на демодулятор, где с помощью схемы выделения когерентных колебаний (см. рис. П1.8) преобразуется в обратный двоичный код (ОДК). Обратный двоичный код кодограммы поступает далее на синхронизирующее устройство.

Синхронизирующее устройство (СУ) с помощью синхронизатора, устройства поиска и фазирующего устройства по посылкам обеспечивает синфазную и синхронную работу ПЭП с передающим пунктом путем формирования следующих сигналов (см. рис.П1.6):

ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ДЕЛЕНИЯ (ПКД) частоты генератора опорных сигналов в зависимости от скорости передачи кодограммы (234 или 468 бод);

ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ РАЗРЯДНОСТИ (ПР) ключевого элемента приемного регистра преобразователя кода и координат в зависимости от числа посылок в кодограмме (36 или 44 разряда);

ТАКТОВЫХ ИМПУЛЬСОВ, синхронных единичным посылкам принимаемой информации (кодограммы), для демодулятора;

СТРОБИРУЮЩИХ ИМПУЛЬСОВ и ПРИЗНАКА МАСШТАБА для преобразователя кода и координат;

ИМПУЛЬСОВ РАЗРЕШЕНИЯ ЗАПИСИ (ИРЗ) информации для устройства сравнения принадлежности и координат.

Информация о координатах целей относительно реперной точки с демодулятора в ОДК через синхронизирующее устройство поступает в преобразователь кода и координат (ПКК), где производится преобразование ОДК в прямой код (ПК) и запись в приемный регистр кодограммы и коррекционного

сигнала предыдущей кодограммы (см. рис. П1.7). Разрядность приемного регистра устанавливается сигналом РАЗРЯДНОСТЬ РЕГИСТРА (РР) с ключевого элемента, который управляется сигналом ПР с синхронизирующего устройства. На ПКК с узла ввода и запоминания координат ТП поступают и координаты ТП (п. 1 и 2). Двухступенчатые сумматоры по каждой координате производят вычисление координат целей относительно центра МСДИ в соответствии с формулами (п. 7 и 8). При этом в первых ступенях сумматоров производится учет поправок, поступающих с ЗУ постоянных поправок с учетом масштаба, а во вторых ступенях сумматоров – учет координат ТП. Старшие разряды результатов суммирования поступают в устройство селекции координат для формирования сигнала ЦВЗ, запрещающего запись кода координат цели в буферный регистр устройства сравнения принадлежности и координат, если цель находится вне зоны отображения.

С ПКК координаты цели относительно центра МСДИ поступают на устройство сравнения принадлежности и координат, а сигналы ЦЕЛЬ ВНЕ ЗОНЫ (ЦВЗ), МАСШТАБ (М), КОРРЕКЦИОННЫЙ СИГНАЛ (КС), НАЛИЧИЕ ИНФОРМАЦИИ (НИ), СВОЙ-ЧУЖОЙ (С/Ч) поступают в СУ. Синхронизирующее устройство по коррекционному сигналу формирует разрешающий импульс (РИ), по которому в нем записываются сигналы: НАЛИЧИЕ ИНФОРМАЦИИ, ОТСУТСТВИЕ ЗАПРЕЩЕННЫХ КОМБИНАЦИЙ, СВОЙ-ЧУЖОЙ и МАСШТАБ. Если одновременно в СУ есть сигнал НИ, отсутствуют запрещенные комбинации и нет сигнала ЦВЗ с устройства селекции координат преобразователя кода и координат, то им формируется сигнал ИРЗ, по которому в регистр устройства сравнения принадлежности и координат записываются координаты цели относительно центра МСДИ (см. рис. П1.2).

При нарушении синхронизации в СУ формируется сигнал поиска синхронизации, а узлом сигнализации формируется сигнал ПОТЕРЯ СВЯЗИ.

Устройство сравнения принадлежности и координат анализирует новизну поступающей информации о координатах цели по отношению к записанной в ЗУ и осуществляет приоритет записи для координат цели с принадлежностью "чужой".

Устройство управления ЗУ из сигналов f_i с независимого делителя частоты СУ формирует все необходимые импульсы для организации работы ЗУ и дешифратора яркости (см. рис. П1.5). По импульсу управления (ИУ) производится запись в ЗУ новых координат, а импульсы яркости обеспечивают более яркое подсвечивание светодиодов МСДИ, соответствующих более новой информации.

ЗУ по сигналам ИУ производит запись и хранение кода координат и принадлежности целей, а также выдает координаты цели ($X_{ц0}$, $У_{ц0}$) на дешифратор координат. При записи в ЗУ хотя бы одного кода с принадлежностью "чужой" с выхода ЗУ поступает команда в узел сигнализации для формирования сигнала ЗОНА.

Импульс яркости (ИЯ) изменяемой длительности, в зависимости от времени хранения в ЗУ кода координат, модулируется частотой 3,5 Гц при принадлежности цели "чужой". Это определяет степень яркости и импульсный

характер свечения светодиодов на МСДИ. При принадлежности цели "свой" ИЯ не моделируется или может модулироваться частотой 1 Гц.

Дешифраторы $Х_{ц0}$, $У_{ц0}$ обеспечивают преобразование двоичного кода координат в позиционный. С выхода дешифратора $Х_{ц0}$ код координаты подается на вертикальные шины МСДИ, а с дешифратора $У_{ц0}$ – на горизонтальные.

МСДИ свечением светодиодов отображает цели, координаты которых записаны в ЗУ. Совокупность светящихся светодиодов отображает траектории движения целей.

Узел сигнализации осуществляет приоритетную звуковую и одновременно независимую позиционную световую сигнализацию на лицевой панели ПЭП в случаях (см. рис. П1.2):

потери связи (отсутствие сигнала НИ) – ПОТЕРЯ СВЯЗИ;

сброса ТП (координаты ТП не введены или произошло обнуление счетчиков координат ТП) – ТОПОПРИВЯЗКА;

снижение напряжения батареи питания ниже 6,6 В – СМЕНИ БАТАРЕЮ;

нахождение цели с принадлежностью "чужой" в зоне отображения матричного светодиодного индикатора – ЗОНА.

Таким образом, по характеру свечения светодиодов МСДИ, световой и звуковой сигнализации на лицевой панели ПЭП можно определить местоположение, направление движения целей и их принадлежность.

6. Общие сведения о системе обеспечения стрельбы ночью

Существующие образцы ПЗРК типа "Игла" обеспечивают обстрел только визуально наблюдаемых воздушных целей. Наличие на пусковой трубе только механического прицела и одного на отделение стрелков-зенитчиков переносного электронного планшета 1Л15-1 не позволяют осуществлять обнаружение, прицеливание и обстрел воздушных целей в условиях недостаточной визуальной видимости (сумерки, туман, ночные условия и т.п.). В то же время по опыту локальных войн удары по объектам и войскам с помощью высокоточных крылатых ракет осуществлялись, в основном, в тёмное время суток.

Для обеспечения стрельбы ночью и сложных метеоусловиях предлагается ввести в состав ПЗРК новую круглосуточную тепловизионную систему обнаружения целей, их сопровождения и прицеливания типа СОСН 9С520, разработанную КБМ РФ (Коломна) совместно с ОАО “Измеритель” (г. Смоленск) [14].

Средства обеспечения стрельбы ночью 9С520 предназначены для управления огнем подразделения стрелков-зенитчиков (до четырех), вооруженных ПЗРК, в любое время суток.

В состав СОСН 9С520 входит:

переносной электронный планшет ПЭП 1Л110-2 , включающий радиостанцию и микроэлектронный терминал, предназначенный для преобразования пришедшей от пункта управления типа 9С482М4 телекодовой информации, отображения на индикаторе местоположения целей с признаками принадлежности ("свой-чужой") и состава целей (одиночная – групповая), целераспределения и выдачи целеуказаний (ЦУ) на опорное устройство;

группа разнесенных на расстояние до 50 метров друг от друга опорных устройств, каждое из которых выполнено в виде складывающейся треноги и стойки с элементами крепления ПЗРК и снабжено индивидуальными средствами целеуказания, соединенными отдельными линиями связи с микроэлектронным терминалом;

индивидуальные средства целеуказания, имеющие датчик углового положения, электронные блоки, прицел ночного видения, обеспечивающее доведение до стрелка-зенитчика звуковой и световой информации о появлении воздушной цели, направлении ее движения и дальности;

специальные упаковки для хранения, переноски и перевозки (всеми видами транспорта) составных частей СОСН.

Система обеспечения стрельбы ночью обеспечивает:

прием телекодовой информации оповещения от пунктов управления типа: "Сборка" (9С80М); "Ранжир" (9С737); ПУ-12 (9С482 М6, М7); МП-22Р; РЛС П-19 (1РЛ134Ш3);

отображение на МСДИ переносного электронного планшета местоположения целей в реальном масштабе времени с признаками принадлежности целей;

введение в ПЭП топогеодезической привязки, включая космическую;

пересчет текущих координат целей, отображаемых на ПЭП, к точке нахождения каждого стрелка-зенитчика;

адресную передачу по кабелю на расстояние до 50 метров информации целераспределения и текущего значения целеуказания стрелкам-зенитчикам по азимуту и дальности до цели;

поиск, обнаружение и прицеливание ПЗРК по воздушным целям в любое время суток;

повышение вероятности и дальности обнаружения целей в дневных условиях;

физическую и психологическую разгрузку стрелка-зенитчика при несении боевого дежурства и в ходе боя;

возможность стрельбы ПЗРК с опорных устройств индивидуальных средств целеуказания из окопа и с открытых площадок.

Введение новой тепловизионной системы обнаружения целей, их сопровождения и прицеливания с точностью до 1^0 позволит круглосуточно использовать ПЗРК по прямому назначению.

Основные тактико-технические характеристики предлагаемой системы обеспечения стрельбы ночью 9С520:

зона отображения воздушной обстановки, км	25,6×25,6
количество целей, одновременно отображаемых на ПЭП и передаваемых на индивидуальные средства целеуказания	4
вероятность обнаружения цели (самолет, вертолет) на встречном курсе при освещенности 3×10^3 лк до рубежа 2 км	0,6
напряжение питания, В	(12±1,5) или (24±3)
температурный диапазон применения, ^{0}C	-50 ... +50
время непрерывной работы:	
от одного комплекта автономных источников питания, ч	не менее 12
от бортовых источников питания	без ограничения
масса СОСН 9С520 в трех укупорках, кг,	не более 120

Приложение 2

РАДИОСТАНЦИЯ Р-157

1. Общие сведения о радиостанции

Радиостанция Р-157 носимая, ультракоротковолновая, с частотной модуляцией, приемопередающая, симплексная предназначена для ведения беспоисковой и бесподстроечной радиосвязи с однотипными радиостанциями на месте и в движении при переносе ее радистом [15]. Она работоспособна в условиях воздействия:

температуры окружающей среды от 223 до 323 К (от –50 до +50^0 С);

влажности до 98% при температуре до 308 К (+35^0 С);

инея, росы и солнечной радиации;

вибрации до 80 Гц с ускорением до 6g;

многократных ударов с ускорением до 15g;

пониженного атмосферного давления до 460 мм рт. ст.;

после воздействия предельных температур от 223 до 338 К (от –50 до + 65^{0}С), пониженного атмосферного давления до 170 мм рт. ст. и одиночных ударов до 120g.

Радиостанция водонепроницаемая, допускает транспортирование любым видом транспорта, в том числе и самолетами при пониженном атмосферном давлении до 170 мм рт. ст.

Основные технические характеристики радиостанции Р-157

Радиостанция имеет 100 каналов связи, размещенных в диапазоне от 44,0 до 53,9 МГц через каждые 100 кГц.

Режимы работы радиостанции:

прием речевых сообщений и тонального вызова;

прием с подавлением шумов;

передача речевых сообщений;

передача тонального вызова.

Мощность передатчика на эквиваленте антенны не менее 150 мВт при напряжении аккумуляторной батареи 12,6 В и не менее 100 мВт при напряжении 100 В. Мощность любого побочного излучения на 40 дБ ниже мощности на основной частоте и не превышает 25 мкВт.

Максимальная девиация частоты передатчика не превышает 8 кГц.

Относительная нестабильность частоты передатчика при температуре (25±10)^0 С не превышает $\pm45\times10^{-6}$.

Чувствительность приемника при соотношении сигнал-шум 10:1, частоте модуляции 1000 Гц и девиации частоты 5 кГц на частотах 44, 45, 46, 47, 50 и 52 МГц не менее 3 мкВ, на частотах 48 и 48,8 МГц не нормируется, на остальных частотах не менее 1,5 мкВ.

Напряжение на телефоне ТА-56М при напряжении сигнала на входе приемника 3 мкВ, частоте модуляции 1000 Гц и девиации частоты сигнала 5 кГц не менее 0,8 В.

Избирательность приемника по соседнему, зеркальному и ложному каналам на любой частоте диапазона не менее 60 дБ.

Напряжение сигнала на входе приемника, при котором подавитель шумов открывает тракт низкой частоты, не превышает 2 мкВ.

Входные цепи приемника имеют защиту от излучений сигналов радиостанций мощностью до 100 Вт, находящихся на расстоянии 5 м и более.

Антенны: штыревая АШ-1,5 м и антенна в ремне.

Дальность связи при номинальном напряжении источника питания, включенном шумоподавителе и расположении радиостанции на спине оператора, находящегося в положении стоя, в условиях среднепересеченной местности составляет: при работе на антенну АШ-1,5 м не менее 1 км, а при работе на антенну в ремне не менее 0,5 км. При связи на предельных расстояниях допускается подключение противовеса. На частотах 44, 45, 46, 47, 48, 48,8, 50 и 52 МГц дальность связи не гарантируется.

Источники питания:

основной – аккумуляторная батарея 10ЦНК-0,45-12,6 В номинальной емкостью 0,4 А×ч (при температуре 45^0 С емкость батареи составляет не менее 80% номинальной, при температуре -18^0 С – не менее 20% номинальной);

резервный – батарея, составленная из девяти сухих элементов А316 КВАНТ.

Время работы от одного из указанных источников питания при соотношении времени передачи ко времени приема 1:5 в нормальных климатических условиях не менее 9 ч. Время непрерывной работы на передачу не должно превышать 3 мин.

Время развертывания радиостанции до 3 мин.

Масса действующего комплекта не более 2,2 кг, габариты с батареей не более 55×115×245.

Состав комплекта поставки радиостанции

В комплект поставки входит четыре действующих комплекта радиостанций Р-157, один комплект ЗИП и один комплект эксплуатационной документации. Зарядное устройство для аккумуляторный батареи ЗУ-3 поставляется по договору на четыре радиостанции.

Действующий комплект радиостанции. В состав действующего комплекта радиостанции (рис. П2.1) входят:

приемопередатчик;
батарея 10ЦНК-0,45-12,6 В;
микротелефонная гарнитура;
антенна штыревая АШ-1,5 м;
чехол;
три ремня.

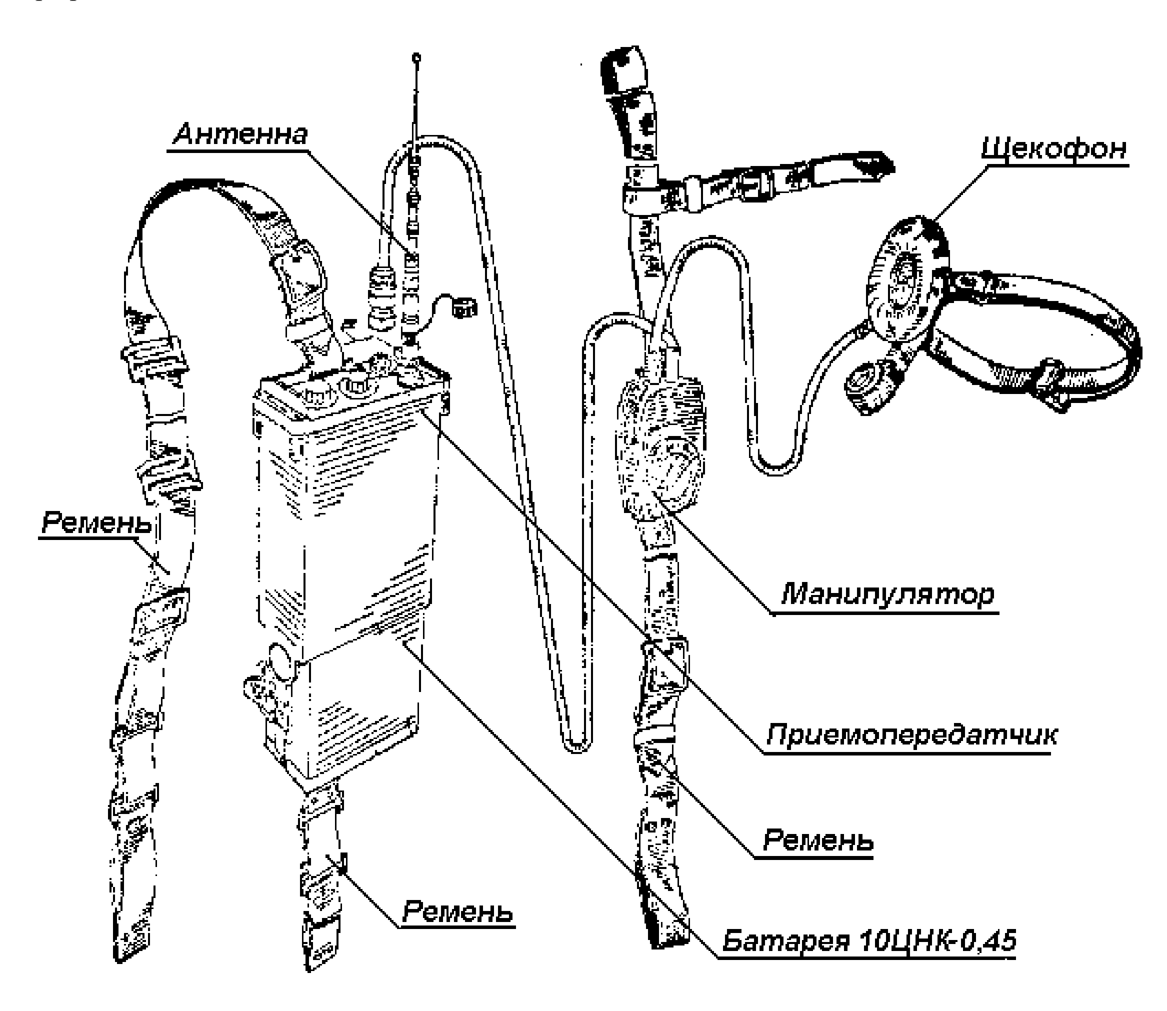


Рис. П2.1. Действующий комплект радиостанции

Одиночный комплект ЗИП. В состав одиночного комплекта ЗИП входят:
антенна штыревая АШ-1,5 м – 4 шт.;
антенна в ремне – 4 шт.;
батарея 10ЦНК-0,45-12,6 В – 8 шт.;
микротелефонная гарнитура – 2 шт.;

сумка – 4 шт.;
чехол – 4 шт.;
противовес – 4 шт.;
кассета 9-А316-КВАНТ-12,6 В – 4 шт.;
колодка № 1, служащая для подключения батареи к приемопередатчику через кабель в случае, когда ее необходимо разместить вне приемопередатчика, – 4 шт.;
колодка № 2, служащая для зарядки батареи аккумуляторов от зарядного устройства типа ЗУ-3, – 4 шт.;
колодка № 3, служащая для подключения приемопередатчика к внешнему источнику питания, – 1 шт.;
кабель измерительный, служащий для подключения нагрузки или генератора к антенному входу приемопередатчика, – 1 шт.;
вспомогательное имущество.

Эксплуатационная документация. Комплект эксплуатационной документации состоит из технического описания и инструкции по эксплуатации [15] и четырех формуляров на радиостанции.

2. Структурная схема радиостанции

В состав структурной схемы радиостанции входят (рис.П2.2):
приемник;
передатчик;
синтезатор;
батарея;
антенна.

Приемник радиостанции предназначен для усиления, преобразования и детектирования частотно-модулированного сигнала, принятого антенной. Он выполнен по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты. В составе приемника можно выделить два основных тракта: тракт частотных преобразований сигнала и тракт основной обработки сигнала.

Передатчик служит для формирования высокочастотного частотно-модулированного сигнала. Он выполнен по интерполяционной схеме с использованием преселектора приемника в качестве фильтра рабочей частоты. В составе передатчика можно выделить два основных тракта: высокочастотный тракт и тракт модулирующих сигналов.

Синтезатор служит для формирования высокостабильных колебаний сетки рабочих частот с шагом через 100 кГц. Кроме того, он является гетеродином для приемника и передатчика. В составе синтезатора можно выделить переключатель каналов связи и два тракта: тракт генератора плавного диапазона (ГПД) и тракт кольца фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ).

Приемник и передатчик собраны на одной общей плате и составляют плату приемопередатчика.

В шасси радиостанции установлены три платы: плата синтезатора, монтажная плата и плата приемопередатчика. Конструктивно на плате синтезатора размещен и стабилизатор напряжения радиостанции, обеспечивающий получение на его выходе стабильного напряжения + 10 В при входном напряжении (с батареи) 10,8…14 В. Монтажная плата помещается между платами синтезатора и приемопередатчика и служит для электрического соединения их между собой и элементами на передней панели и шасси. Кроме того, монтажная плата является электрическим экраном между платами синтезатора и приемопередатчика.

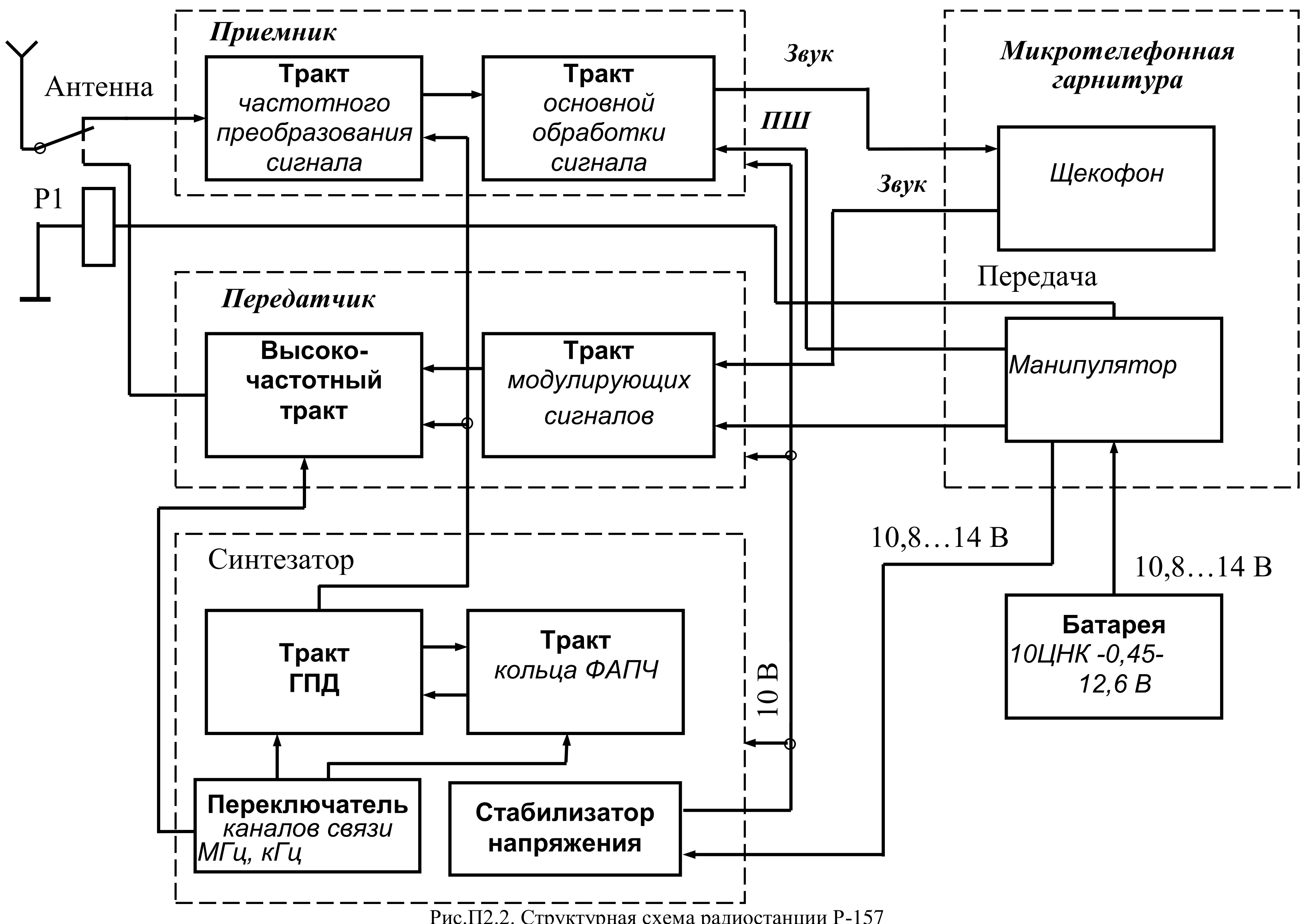


Рис.П2.2. Структурная схема радиостанции Р-157

В состав микротелефонной гарнитуры входят: щекофон с эластичной лентой, манипулятор, кабель с разъемом для подключения манипулятора к приемопередатчику и кабель, соединяющий щекофон с манипулятором.

Манипулятор служит для переключения вида работы, включения генератора тонального вызова, включения шумоподавителя и индикации разряда аккумуляторной батареи. Щекофон конструктивно объединяет телефон, микрофон и акустический регулятор громкости.

Корпус радиостанции имеет два отсека: герметичный – для установки шасси с платами и негерметичный – для установки батареи.

Батарейный отсек расположен снизу корпуса и отделен герметичной перегородкой, на которой установлены пружинящие контакты, служащие для подачи напряжения питания, и замок для закрепления батареи.

Радиостанция комплектуется тремя батареями: рабочей и сменными из комплекта ЗИП. Когда одну из батарей устанавливают в приемопередатчик, остальные могут быть сданы на подзарядку.

Батарея состоит из 10 аккумуляторов ЦНК-0,45-П-У2, установленных в пластмассовой кассете, и соединенных последовательно. Кассета имеет выступ, являющийся ключом, исключающим неправильную установку батареи.

Кассета 9-А316-КВАНТ-12,6 В ничем не отличается от кассеты аккумуляторной батареи. При необходимости в нее могут быть вставлены девять элементов А316, которые служат резервным источником питания.

Штыревая антенна представляет собой четвертьволновую гибкую антенну конструкции Куликова.

Антенна в ремне – это гибкая малогабаритная антенна с замедлением волны. По электрическим характеристикам она приближается к вертикальному четвертьволновому штырю и конструктивно представляет собой гибкий медный провод, уложенный зигзагообразно в ремне. Вывод антенны выполнен из гибкого провода, который в нерабочем положении закреплен застежкой.

На передней панели приемопередатчика находятся:

антенное гнездо, служащее для подключения антенны;

разъем, служащий для подключения микротелефонной гарнитуры (МКТГ);

отверстие с заглушкой, служащее для проверки радиостанции на герметичность;

две ручки с лимбом, служащие для установки каналов связи (рабочей частоты) приемопередатчика: левая – для установки мегагерц, правая – для установки килогерц. Значение частот в мегагерцах переключаются с 44 до 53 дискретно через 1 МГц, в сотнях килогерц – с 0 до 9 дискретно через 100 кГц. Число, обозначающее рабочую частоту приемопередатчика в мегагерцах, читается по двум лимбам в месте их соприкосновения. Это место на панели обозначено стрелкой;

винт для подключения противовеса, расположенный сбоку передней панели.

На манипуляторе МКТГ расположены:

переключатель вида работы ВЫКЛ. – ВКЛ. – ПШ для включения и выключения радиостанции, включения подавителя шума;

рычаг ПЕРЕДАЧА – для перевода радиостанции с приема на передачу;

рычаг (клавиша) ТОН – для включения тонального генератора;

индикаторная лампа разряда аккумуляторной батареи для сигнализации о разряде батареи;

выводы для подключения низкочастотного генератора и вольтметра при измерении параметров радиостанции.

3. Характеристика элементов радиостанции

3.1. Функциональная схема приемника

Функциональная схема приемника представлена на рис. П2.3 и включает два тракта: тракт частотных преобразований сигнала и тракт основной обработки сигнала. В свою очередь в тракте частотных преобразований сигнала можно выделить схему преселектора, в которой обработка сигнала ведется на частоте принимаемого сигнала f_c, и схемы 1-й и 2-й промежуточных частот (ПЧ).

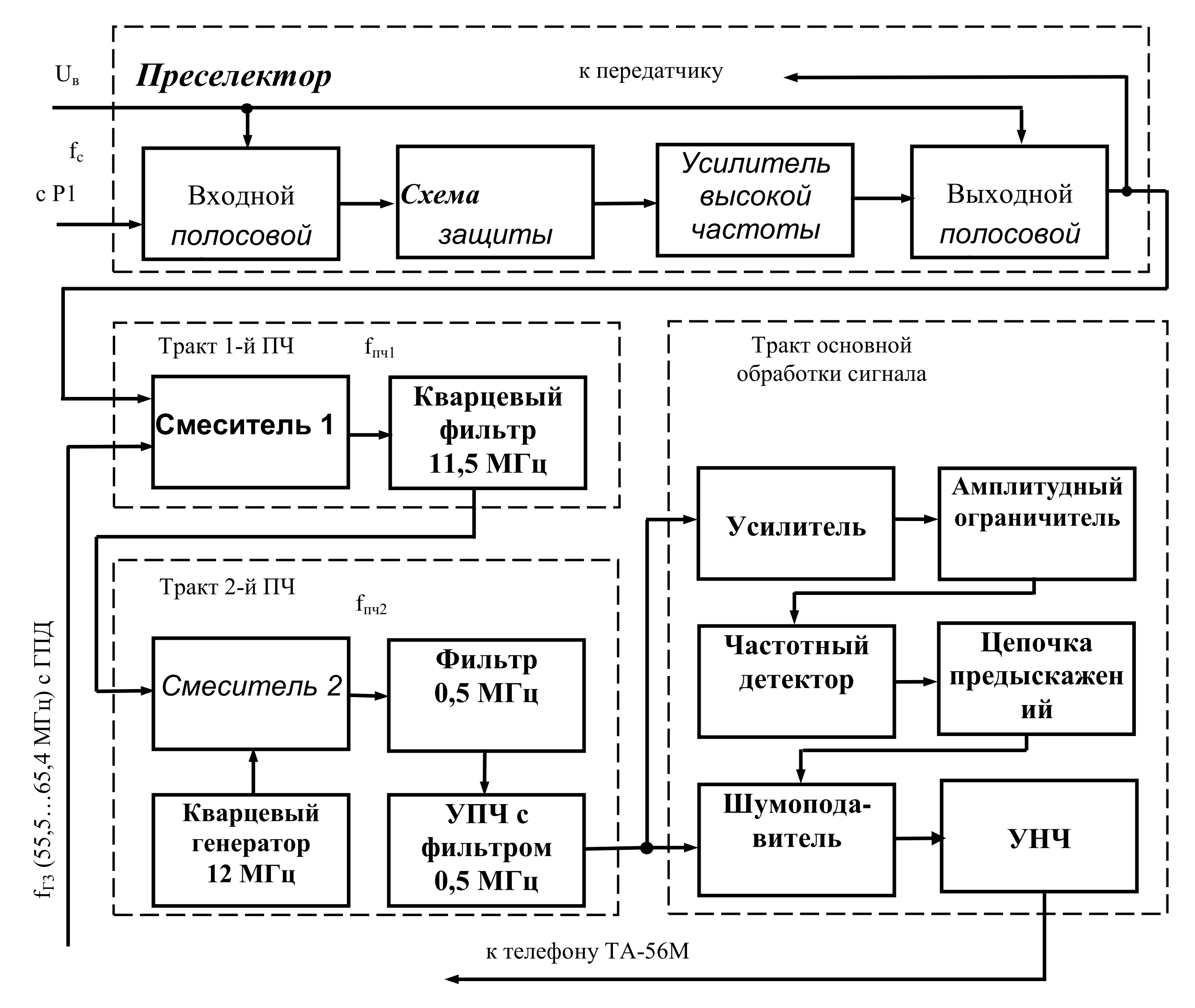


Рис.П2.3. Функциональная схема приемника

Преселектор предназначен для защиты приемника от больших по уровню сигналов с помощью схемы защиты и обеспечения требуемой избирательности по побочным каналам приема с помощью полосовых фильтров. Преселектор является фильтром рабочей частоты передатчика. В его состав входят: усилитель высокой частоты (УВЧ), входной и выходной полосовые фильтры.

Каждый полосовой фильтр включает два колебательных контура. Перестройка полосовых фильтров электронная, с помощью варикапов. Управляющее напряжение на варикапы ($U_в$) поступает с переключаемого делителя напряжения. Переключение делителя напряжения осуществляется переключателем каналов связи «МГц».

Усилитель высокой частоты (УВЧ) обеспечивает необходимое для нормальной работы первого смесителя усиление сигнала и представляет собой резонансный усилитель, собранный по каскодной схеме «общий эмиттер – общая база».

Схема защиты входа приемника от сигналов мощных передатчиков реализована на диоде. Если входной сигнал превышает допустимый уровень, открывается диод и шунтирует выходной колебательный контур входного полосового фильтра, что исключает перегрузку УВЧ.

На вход преселектора через контакты реле ***Р1*** поступает сигнал на частоте f_c:

в режиме приема - принятый антенной;

в режиме передачи - сигнал с передатчика.

Общая полоса пропускания преселектора на уровне 0,7 его амплитудно-частотной характеристики составляет 1,1…2,2 МГц.

Выходной сигнал преселектора поступает на вход смесителя 1 тракта 1-й ПЧ и на схему передатчика.

Тракт первой ПЧ преобразует напряжение на частоте сигнала (f_c) в напряжение первой промежуточной частоты ($f_{пч1}$). В состав тракта входят смеситель *1* и кварцевый фильтр, осуществляющий основную избирательность по соседним каналам приема. Первая промежуточная частота ($f_{пч1}$) образуется в диапазоне рабочих частот от 44 до 53,9 МГц как разность $f_{г3} - f_c$ и равна 11,5 МГц.

В качестве первого гетеродина используется генератор плавного диапазона (ГПД) синтезатора, работающего в диапазоне частот 55,5…65,4 МГц. Принцип работы ГПД основан на синхронизации синтезатором ГПД посредством ФАПЧ.

Полоса пропускания тракта 1-й ПЧ определяется полосой пропускания кварцевого фильтра и составляет 18 кГц на уровне 0,5 его АЧХ. С выхода кварцевого фильтра сигнал на первой ПЧ $f_{пч1}$ = 11,5 МГц поступает на смеситель 2 тракта 2-й ПЧ.

Тракт второй ПЧ служит для понижения частоты сигнала до $f_{пч2}$ = 0,5 МГц и основного его усиления до уровня, обеспечивающего нормальную работу детектора. В состав тракта входят смеситель *2*, фильтр, усилитель промежуточной частоты с фильтром и кварцевый генератор, формирующий колебания частотой $f_{кв}$ = 12 МГц. Вторая промежуточная частота $f_{пч2}$ = 0,5 МГц формируется смесителем *2* как разность частот $f_{кв} - f_{пч1}$. Полоса пропускания тракта 2-й ПЧ определяется УПЧ и фильтрами тракта и составляет 30 кГц на уровне 0,5 его АЧХ. Усиленный сигнал с выхода тракта поступает на усилитель и подавитель шумов тракта основной обработки сигнала.

Тракт основной обработки сигнала предназначен для детектирования частотно-модулированного сигнала и его усиления до уровня, обеспечивающего нормальную работу телефона. В состав тракта входят усилитель, амплитудный ограничитель, частотный детектор, цепочка предыскажений, шумоподавитель и усилитель низкой частоты (УНЧ).

Усилитель тракта обеспечивает усиление сигнала на ПЧ до уровня 0,8…0,9 В.

Амплитудный ограничитель предназначен для подавления паразитной амплитудной модуляции и обеспечения постоянства амплитуды сигнала на входе частотного детектора. Роль ограничителя играет транзистор, включенный параллельно выходному резонансному контуру тракта 2-й ПЧ. Когда сигнала нет или его амплитуда меньше 0,8 В транзистор закрыт и его высокое внутреннее сопротивление не шунтирует контур. При увеличении амплитуды сигнала до 0,8…0,9 В транзистор открывается, его внутреннее сопротивление уменьшается и шунтирует контур, что приводит к уменьшению амплитуды сигнала.

Частотный детектор служит для демодуляции частотно-модулированного сигнала, следующего на ПЧ 2. Он собран по схеме фазового различителя с индуктивной связью между контурами.

Цепочка предыскажений (RC цепь) служит фильтром подавления помех комбинационного типа и корректирует частотную характеристику детектора с целью компенсации подъема частотной характеристики, осуществляемого в передатчике. Сигнал с цепочки предыскажений поступает на первый вход шумоподавителя.

Шумоподавитель служит для подавления собственных шумов приемника при отсутствии сигнала корреспондента и установке переключателя рода работы на манипуляторе в положение ШП. В этом случае цепь дальнейшего прохождения сигнала с цепочки предыскажений разрывается. Замыкается эта цепь при поступлении на второй вход шумоподавителя сигнала корреспондента с выхода тракта 2-й ПЧ. С выхода шумоподавителя сигнал низкой частоты поступает на УНЧ.

Усилитель низкой частоты обеспечивает усиление сигнала до величины, необходимой для нормальной работы телефона МКТГ. Кроме того, он с помощью цепочки RC обеспечивает коррекцию частотной характеристики. Полоса пропускания УНЧ составляет 300…3400 Гц.

3.2. Функциональная схема передатчика

Передатчик выполнен по интерполяционной схеме и включает два основных тракта: тракт модулирующих сигналов и высокочастотный тракт (рис. П2.4).

Тракт модулирующих сигналов состоит из микрофонного усилителя, цепочки предыскажений, усилителя-ограничителя и генератора тонального вызова. В режиме передачи (на манипуляторе нажат рычаг ПЕРЕДАЧА) напряжение звуковой частоты с микрофона МКТГ через трансформатор МКТГ поступает на вход микрофонного усилителя. Микрофонный усилитель усиливает напряжение низкой частоты в диапазоне частот 300…3400 Гц и обеспечивает подъем амплитудно-частотной характеристики. Усиленное напряжение через цепочку предыскажений поступает на усилитель-ограничитель, который необходим для обеспечения требуемой максимальной девиации частоты.

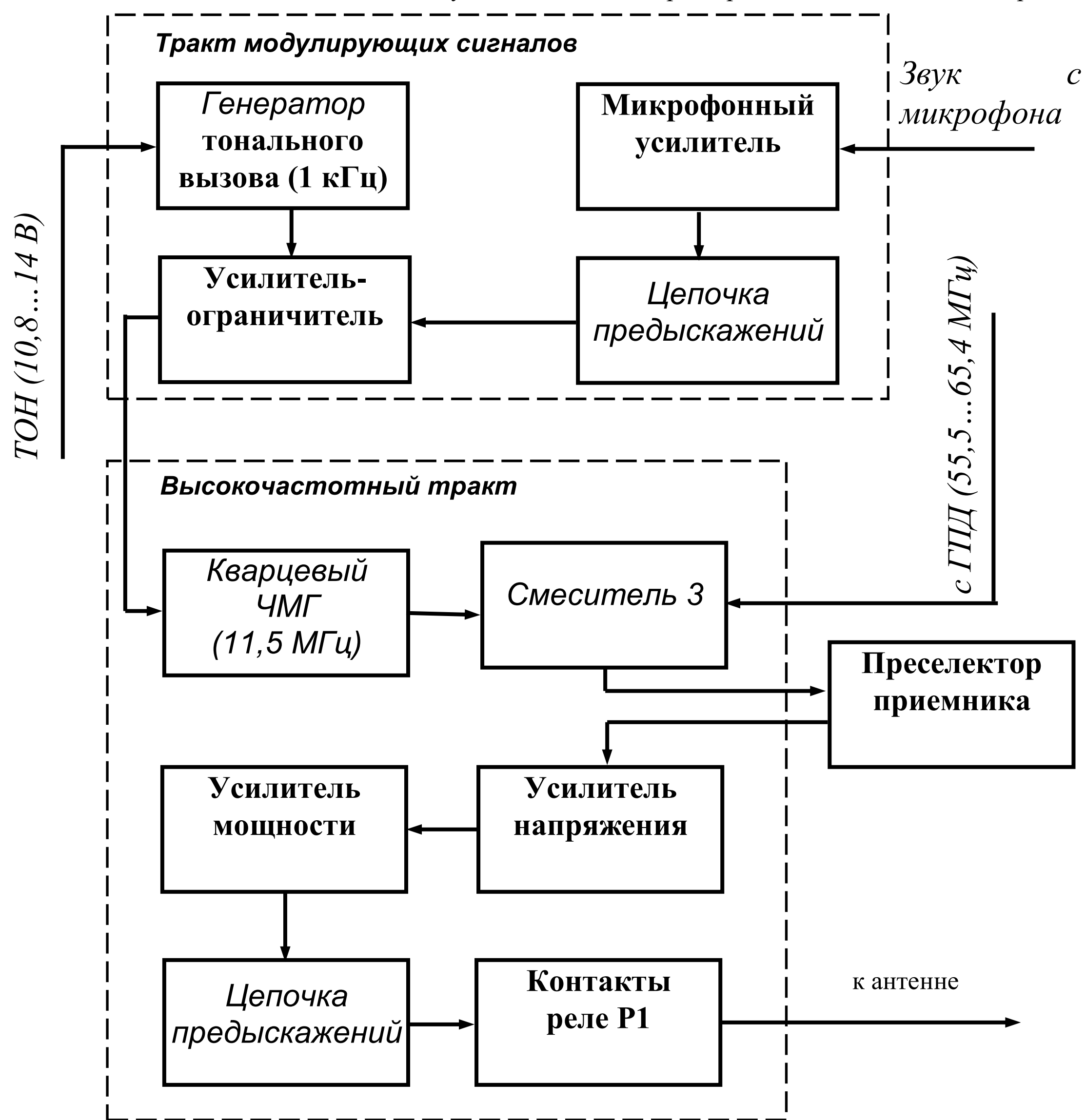


Рис. П2.4. Функциональная схема передатчика

В режиме передачи тонального вызова на вход усилителя-ограничителя подается напряжение частотой 1000 Гц с генератора тонального вызова, который включается при нажатии рычага ТОН на манипуляторе. С усилителя-ограничителя модулирующий сигнал подается на высокочастотный (ВЧ) тракт.

Высокочастотный тракт состоит из кварцевого частотно-модулируемого генератора (ЧМГ), смесителя *3*, усилителей напряжения и мощности, цепочки предыскажений, контактов реле *1* и антенны. Кроме того, в его состав входит преселектор приемника.

При поступлении сигналов звуковой частоты с усилителя-ограничителя тракта модулирующих сигналов ЧМГ производит их частотную модуляцию частотой, равной $f_{чмг}$ = 11,5 МГц. Высокочастотное напряжение $f_{чмг}$ с выхода ЧМГ поступает на первый вход смесителя *3*; на второй вход смесителя поступает напряжение ВЧ с ГПД синтезатора. С выхода смесителя *3* напряжения комбинационных частот через электронный коммутатор поступают в преселектор приемника, который выделяет и усиливает несущую частоту передатчика $f_с = f_{гпд} - f_{чмг}$. С выхода преселектора сигнал несущей частоты проходит через усилители напряжения и мощности, где происходит его усиление до требуемого значения.

С выхода усилителя мощности частотно-модулированный сигнал поступает на антенный фильтр, с которого через контакты реле Р1 поступает в антенну. Антенна преобразует токи высокой частоты в энергию электромагнитных волн.

3.3. Функциональная схема синтезатора

Синтезатор, функциональная схема которого представлена на рис. П2.5, предназначен для формирования ВЧ колебаний в диапазоне частот от 55.5 до 65,4 МГц с шагом сетки частот 100 кГц, используемых в качестве первого гетеродина приемника гетеродина преобразователя частоты передатчика.

Принцип построения синтезатора основан на методе косвенного синтеза (используются не только сумматоры и умножители, но и автогенераторы) по схеме с кольцом ФАПЧ.

Тракт генератора плавного диапазона (ГПД) включат: ГПД, усилитель сигналов ГПД и усилитель с перестраиваемым полосовым фильтром. Выходные ВЧ колебания синтезатора формируются ГПД, синхронизируемым кольцом ФАПЧ. Эти колебания после усиления поступают в приемник и передатчик, а после усиления и фильтрации перестраиваемым полосовым фильтром – на второй вход смесителя 2 ФАПЧ.

Тракт кольца ФАПЧ включает: шесть автогенераторов (Г1, 2, 4, 5-1, 5-2, 6), три смесителя (1, 2, 3), четыре фильтра, десять кварцевых резонаторов, три усилителя, удвоитель частоты и фазовый детектор.

Функционирование кольца ФАПЧ. Генератор Г1, стабилизированный кварцевыми резонаторами, формирует колебания опорной частоты 5,1 или 5,2 МГц в зависимости от положения переключателя каналов связи В1-1. Эти колебания усиливаются усилителем и поступают на первый вход фазового детектора (ФД). На второй вход ФД поступают ВЧ колебания с тракта приведения. При совпадении частот колебаний на входах ФД на выходе ФД формируется постоянное напряжение, которое переводит генератор поиска Г2 из режима поиска в режим усиления.

Тракт приведения синтезатора выполнен на четырех генераторах (Г4, Г5-1, Г5-2, Г6) и удвоителе частоты.

Генератор подставки Г6, стабилизированный кварцевым резонатором, формирует колебания частотой 2 МГц, которые поступают на переключатель В2-2 и одновременно на вход удвоителя. С выхода удвоителя колебания частотой 4 МГц поступают на переключатель В2-2. В зависимости от положения переключателя В2-2 на первый вход смесителя *3* поступают колебания $\boldsymbol{f}_{г6}$ частотой 2 или 4 МГц или к смесителю подключается резистор R47. В последнем случае смеситель работает как усилитель.

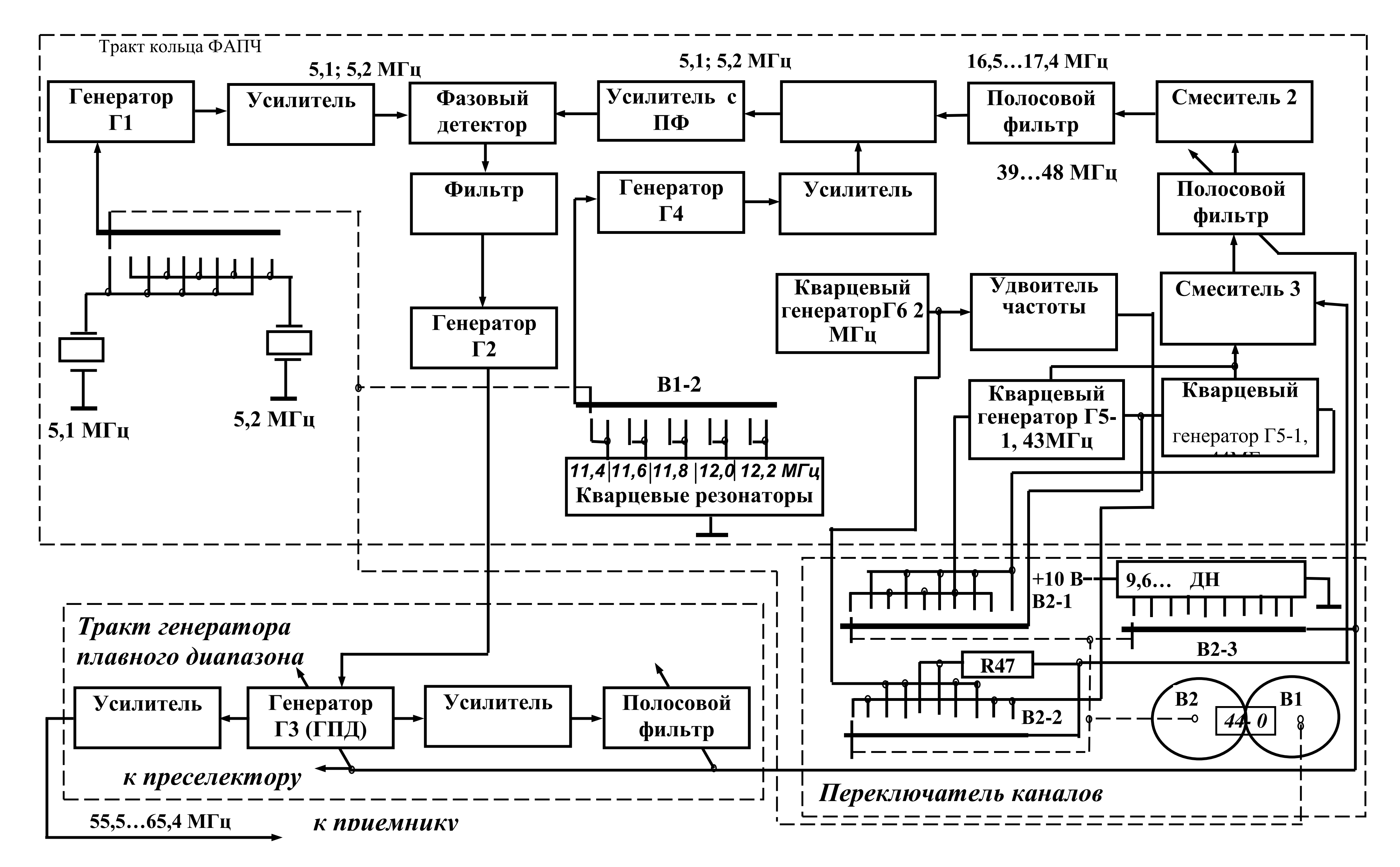


Рис. П2.5. Функциональная схема синтезатора

На второй вход смесителя *3* поступают колебания $f_{г5}$ с генератора Г5-1 или Г5-2 (в зависимости от положения переключателя В2-1) частотой 43 или 44 МГц соответственно. На выходе смесителя *3* образуются комбинационные частоты, из которых частота $f_{см3} = f_{г5} \pm f_{г6}$ выделяется перестраиваемым полосовым фильтром. Перестройка фильтра осуществляется варикапами через 1 МГц в диапазоне от 39 до 48 МГц.

Колебания $f_{см3}$ с шагом сетки через 1 МГц подаются на первый вход смесителя *2*; на второй вход смесителя *2* поступают колебания $f_{гпд}$ с полосового перестраиваемого фильтра тракта ГПД. На выходе смесителя *2* полосовым фильтром выделяется разностная частота $f_{см2} = f_{гпд} - f_{см3}$. Шаг сетки частот $f_{см2}$ равен 100 кГц. Диапазон частот от 16,5 до 17,4 МГц.

Колебания $f_{см2}$ поступают на первый вход смесителя 1. На второй вход смесителя 1 поступают колебания от генератора Г4, стабилизированные одним из пяти кварцевых резонаторов в зависимости от положения переключателя В1-2, частоты которых соответственно равны 11,4; 11,6; 11,8; 12,0; 12,2 МГц. На выходе смесителя 1 образуются комбинационные частоты $f_{см1}$, из которых частота $f_{см1} = f_{см2} - f_{г4}$ выделяется полосовым фильтром и представляет собой колебания тракта приведения.

После усиления колебания тракта приведения $f_{см1}$ сравниваются ФД с колебаниями опорной частоты $f_{г1}$. Если эти колебания не совпадают по частоте и фазе, на выходе ФД формируется переменное напряжение, которое переводит генератор Г2 в режим поиска, в результате чего частота колебаний ГПД изменяется до тех пор, пока частота $f_{см1}$ не совпадет с частотой $f_{г1}$, после чего режим поиска прекращается и ГПД будет вырабатывать колебания частотой $f_{гпд} = f_{с} + 11,5$ МГц.

Переключатель каналов связи. Рабочая частота устанавливается двумя группами переключателей, ручки которых выведены на переднюю панель приемопередатчика.

Переключателем В2 переключаются частоты генераторов Г6 и Г5 синтезатора и одновременно производится соответствующая перестройка фильтров преселектора приемника, фильтра третьего смесителя и контура ГПД синтезатора, в результате чего радиостанция перестраивается по диапазону через 1 МГц.

Переключателем В1 переключаются частоты генераторов Г1 и Г4 синтезатора, в результате чего происходит перестройка радиостанции в полосе частот, равной 1 МГц, дискретно через 100 кГц.

Пример образования частоты 44,5 МГц:

$$f_{с} = (43 - 2\times2) + 11,8 + 5,2 - 11,5 = 44,5 \text{ МГц}.$$

3.4. Микротелефонная гарнитура

Микротелефонная гарнитура (МКТГ) обеспечивает управление радиостанцией. Функциональная схема МКТГ представлена на рис. П2.6. В состав микротелефонной гарнитуры входят: щекофон, манипулятор, кабель с разъемом для подключения манипулятора к приемопередатчику и кабель, соединяющий щекофон с манипулятором.

В состав манипулятора входят:

переключатель вида работ, который управляет положением контактов переключателей В2, В4 и В5;

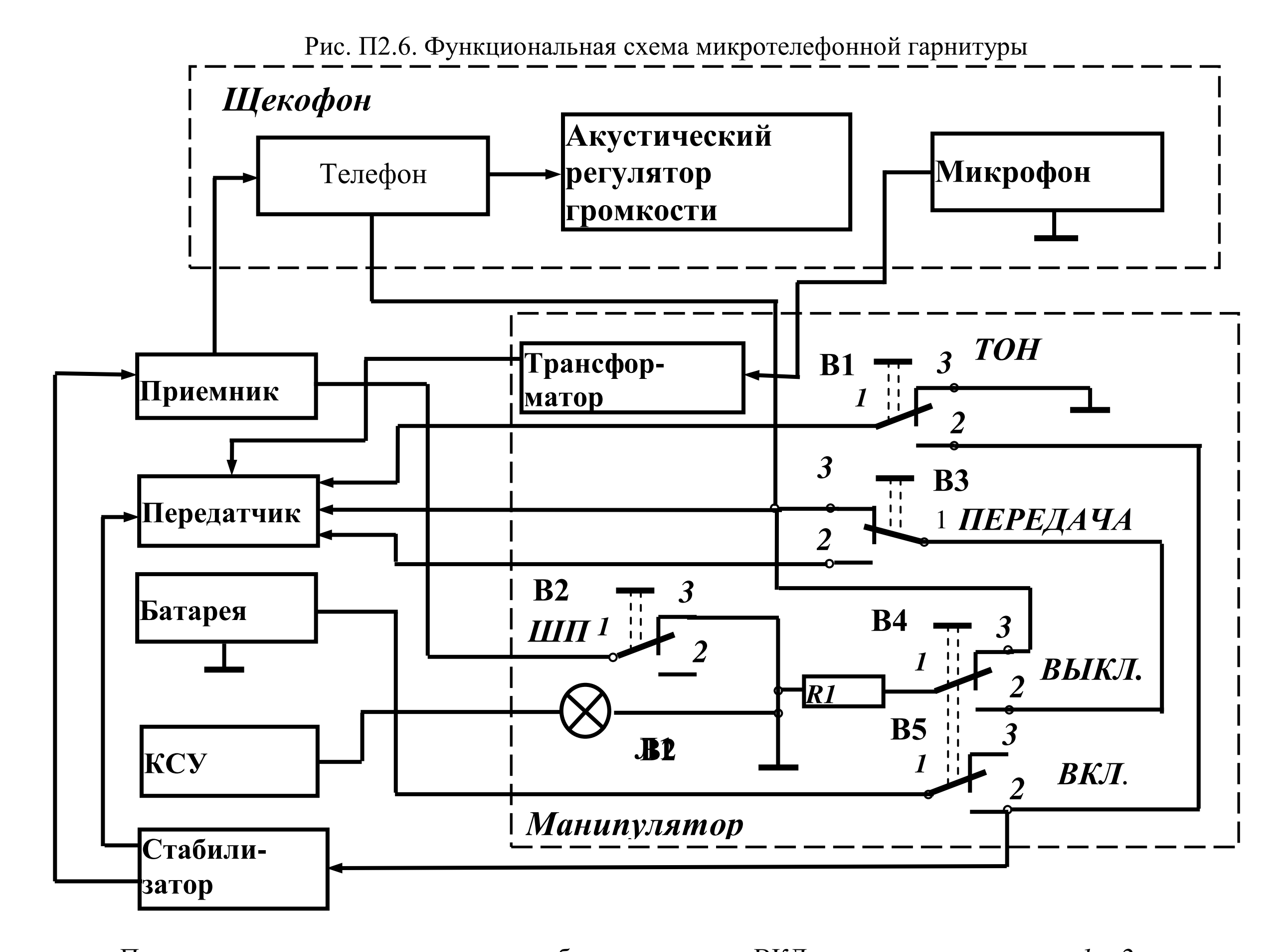
клавишы ПЕРЕДАЧА и ТОН, управляющие положением контактов переключателей В3 и В1 соответственно;

трансформатор, служащий для согласования сопротивлений микрофона и микрофонного усилителя;

индикаторная лампа разряда батареи.

В состав щекофона входят телефон с акустическим регулятором громкости и микрофон.

Рис. П2.6. Функциональная схема микротелефонной гарнитуры



При установке переключателя вида работ в положение ВКЛ. замыкаются контакты *1* и *2* переключателей В4, В5 и напряжение батареи подается на стабилизатор напряжения и генератор поиска Г2 синтезатора.

Переключатель В3 обеспечивает переключение радиостанции в режим передачи. В исходном состоянии переключателя радиостанция находится в режиме приема. При нажатии клавиши ПЕРЕДАЧА напряжение батареи подается на реле Р1, контактами которого цепь питания приемника разрывается и замыкается цепь питания передатчика. Другой парой контактов Р1 антенна отключается от приемника и подключается к антенному фильтру передатчика.

При нажатии клавиши ТОН контактами переключателя В1 замыкается цепь подачи питания на генератор тонального вызова передатчика.

Переключателем В2 коммутируется шумоподавитель. В исходном состоянии контакты *1* и *3* переключателя замкнуты, шумоподавитель выключен. При установке переключателя вида работ в положение ШП контакты *1* и *3* размыкаются и шумоподавитель включается.

Лампа Л1 служит индикатором разряда батареи. При напряжении батареи ниже 10,5 В в режиме передачи срабатывает контрольно-сигнальное устройство (КСУ) синтезатора, которое выдает питание на лампу Л1.

Акустический регулятор громкости представляет собой два пластмассовых диска, скрепленных осью так, что диски могут вращаться на этой оси независимо друг от друга. Отверстия, имеющиеся на обоих дисках, могут при вращении либо совмещаться, либо перекрываться. В зависимости от степени перекрытия отверстий меняется акустическая экранировка телефона, т. е. меняется громкость звука.

4. Основные положения по эксплуатации радиостанции

Подготовка радиостанции к работе

Для подготовки радиостанции к работе необходимо:

присоединить к приемопередатчику МКТГ;

вставить заряженную аккумуляторную батарею в батарейный отсек до упора и ее фиксации;

вставить в антенное гнездо приемопередатчика антенну и повернуть гайку антенного замка по ходу часовой стрелки;

установить ручками переключателя каналов связи на передней панели приемопередатчика рабочую частоту;

включить питание радиостанции, для чего поставить переключатель вида работ на манипуляторе в положение ВКЛ.;

проверить наличие шумов в телефоне и срабатывание шумоподавителя, для чего переключатель вида работ на манипуляторе установить в положение ШП;

развернуть две радиостанции на расстоянии 5…10 м друг от друга и проверить наличие связи между ними на совпадающих частотах. Для того чтобы включить режим передачи, необходимо нажать рычаг ПЕРЕДАЧА на манипуляторе. Для посылки тонального вызова необходимо нажать рычаг ПЕРЕДАЧА и клавишу ТОН;

установить переключатель вида работ на манипуляторе в положение ВЫКЛ.

Не рекомендуется устанавливать радиосвязь на следующих частотах: 44; 45; 46; 47; 48; 48,8; 50; 52 МГц. На этих частотах приемник обладает пониженной чувствительностью.

Переносить радиостанцию можно одним из следующих способов: на груди; на спине и на бедре. Для реализации одного из указанных способов в составе одиночного комплекта ЗИП имеются ремни соответствующей длины.

Связь с корреспондентом

В зависимости от условий работы и расположения радиостанции на операторе связь осуществляется с помощью штыревой антенны или антенны в ремне. При связи на предельной дальности необходимо ориентировать антенну по наилучшей слышимости (антенна должна иметь наклон в сторону от корреспондента), подключить противовес и выключить шумоподавитель.

Для связи с корреспондентом необходимо поставить переключатель вида работ в положение ВКЛ. Приемопередатчик при этом находится в режиме приема, и в телефоне прослушиваются шумы приемника. При установке переключателя вида работ в положение ШП прослушиваются только слабые шумы усилителя низкой частоты.

Для вызова корреспондента необходимо нажать клавиши ТОН и ПЕРЕДАЧА на манипуляторе, при этом приемопередатчик переводится в режим передачи тонального вызова и в телефоне корреспондента прослушивается однотонный сигнал. Для ведения связи голосом необходимо нажать клавишу ПЕРЕДАЧА и говорить в микрофон. Во время работы на передачу необходимо контролировать состояние аккумуляторной батареи: при загорании лампы на манипуляторе, заменить батарею свежезаряженной.

Необходимая громкость в телефоне устанавливается вращением наружного диска акустического регулятора громкости, который встроен в щекофон, до совмещения или перекрытия отверстий в дисках.

Приложение 3

УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫЕ СРЕДСТВА КОМПЛЕКСА

1. Назначение и состав учебно-тренировочных средств ПЗРК

При боевой работе по реальным целям стрелок-зенитчик должен быстро воспринимать сигналы (иметь сенсорные навыки), принимать решения (иметь мыслительные навыки) и осуществлять принятые решения (иметь двигательные навыки). Из опыта эксплуатации известно, что даже хорошо подготовленные стрелки-зенитчики утрачивают полученные практические навыки, если с ними не проводятся регулярные тренировки. Отсюда вытекает вывод, что для совершенствования полученных первоначальных практических навыков необходимы регулярные тренировки в реальной фоновой и воздушной обстановке. Однако проведение таких тренировок в реальных условиях ограничено в основном экономическими факторами. Поэтому для обучения стрелков-зенитчиков ПЗРК и совершенствования ими полученных практических навыков боевой работы в условиях, близких к реальным, и предназначены различные учебно-тренировочные средства (УТС):

полевой тренажер (ПТ) 9Ф635;
тренировочно-практический комплекс (ТПК) 9Ф634;
комплект контроля пуска (ККП) 9Ф636;
учебно-тренировочный комплект 9Ф663;
учебно-разрезной комплекс 9К38-разрезной;
габаритно-весовой макет комплекса (ГВМ) 9К38-макет;
комплект электрифицированных стендов 2У438;
комплект литографских плакатов.

Индексы УТС для других модификаций ПЗРК представлены в табл. 3.2.

Для обучения и тренировок стрелков-зенитчиков действиям в условиях применения организованных оптических помех используется ряд нештатных средств их постановки: электрический имитатор помех, пиротехнический имитатор помех, специальные пусковые устройства.

КБМ РФ представило сведения об одной из последних разработок УТС – унифицированном классном варианте электронного тренажера “Конус”, построенном на базе цифровой вычислительной машины. Основными достоинствами тренажера “Конус” являются: расширенные возможности имитации типов и параметров движения целей, воздушной и фоновой обстановки, имитации помех, возможность наблюдения “полета” ракеты и оценки результатов стрельбы самим стрелком-зенитчиком.

2. Краткая характеристика учебно-тренировочных средств

Полевой тренажер 9Ф635

Полевой тренажер 9Ф635 предназначен для обучения и тренировки одновременно трех стрелков-зенитчиков ПЗРК 9К38 ("Игла"), 9К310 ("Игла-1") боевой работе по имитированным и реальным воздушным целям с обеспечением объективного контроля за их действиями [17]. Он обеспечивает приобретение навыков в визуальном определении типа цели и параметров ее движения (дальности, курса, скорости, высоты полета, курсового параметра), определении границ зоны пуска, выполнении операций по захвату цели, ее сопровождению и пуску ракеты. Обучение стрелков-зенитчиков производится под руководством инструктора.

Полевой тренажер 9Ф635 обеспечивает:

имитацию прямолинейного равномерного движения имитатора воздушной цели с дискретными значениями V, P, H;

тренировку операторов в определении типа цели, параметров движения воздушной цели и границ зон пусков;

совершенствование навыков боевой работы при "стрельбе" по реальной воздушной цели;

тренировку в осуществлении захвата цели, сопровождения и произведения "пуска" ракеты как на встречных, так и на догонных курсах, в ручном или автоматическом режимах;

одновременный контроль характеристик боевой работы трех операторов и оценку инструктором проведенной стрельбы непосредственно после выполнения задачи;

имитацию внешнего вида четырех типов самолетов: F-4C, F-16, F-111A, A-10A и вертолета "Ирокез";

точность контроля временных характеристик не хуже 2% за время работы 30 с;

непрерывную работу в течение 8 часов в сутки с 30-минутным перерывом после 4 часов работы;

работоспособность в диапазоне температур от –30 до +50 ^{0}С.

Имитатор воздушной цели (ИВЦ) может устанавливаться на автомобиле (ГАЗ-66, ЗиЛ-131) или железнодорожной тележке, питание теплового излучения ИВЦ осуществляется от АКБ автомобиля.

В состав тренажера 9Ф635 входят:

три учебно-тренировочных комплекса (УТК), каждый из которых состоит из учебно-тренировочной ракеты в трубе (9Ф727.00.000) и механизма учебного (9Ф728.00.000);

пульт инструктора (АЕЩ2.390.069);

агрегат бензоэлектрический АБ1-230-В (ИДБП.561121.001.РЭ);

блок питания (АЕЩ2.087.068);

имитатор воздушных целей (АЕЩ2.990.003);

три датчика параметра (АЕМ2.320.002);

электромегафон ЭМ-12 (ВКО.383.800 ПС);

коробка переходная №2 (АЕМ6.112.002);

планшет (АЕЩ7.036.014);

комплект монтажных кабелей (АЕЩ4.075.021);

комплект укладок (АЕЩ4.160.015);

комплект ЗИП (АЕЩ1.000.022.ЗИ);

комплект принадлежностей (АЕЩ4.072.006);

комплект монтажных частей (АЕЩ4.075.036).

Учебно-тренировочный комплекс предназначен для подготовки стрелков-зенитчиков ПЗРК "Игла" и "Игла-1" к выполнению операций боевой работы при тренировках по реальным и имитированным воздушным целям. В состав УТК входят:

учебно-тренировочная ракета в трубе 9Ф727;

механизм учебный (МУ) 9Ф728;

имитатор наземного блока питания.

По внешнему виду и принципу действия УТК аналогичен боевым средствам комплекса "Игла". Отличительной особенностью является наличие дополнительного разъема в нижней части механизма учебного, служащего для связи УТК с пультом инструктора. Кроме того, наличие в ТГСН только неохлаждаемого фотоприемника ограничивает применение УТК при тренировках по реальным воздушным целям с реактивными двигателями.

Пульт инструктора предназначен для:

установки выбранного инструктором вида контроля;

контроля выбранного стрелками вида стрельбы (автоматический, ручной, вдогон, навстречу), захвата цели и пуска ракеты, момента прохождения ИВЦ курсовых параметров, отключения селектора и ошибки сопровождения;

регистрации временных характеристик разарретирования и пуска относительно параметра.

контроля введенных кодов НРЗ 1Л14-1;

управления движением железнодорожной тележки с установленным на ней имитатором воздушной цели (при ее наличии);

управления качанием рамы при отработке задач стрельбы в движении (при ее наличии).

На лицевой панели пульта инструктора установлены (рис. П3.1):

- тумблер ВНЕШ.-ВНУТР. для установки режима НРЗ "Чужой" или "Свой";
- тумблер НЕИСПР.-РАБОТА для установки режима работы имитатора НРЗ НЕИСПР. или РАБОТА;
- тумблер КОД-ВРЕМЯ для установки режима работы цифровых индикаторов (1, 2, 3). В положении тумблера КОД на цифровых индикаторах отображается код положения переключателей АМИ, ГИ НРЗ, а в положении ВРЕМЯ – контрольное время разарретирования ротора гироскопа (РАЗЗАРЕТ.) или имитации пуска ракеты (ПУСК);
- кнопка ПАРАМЕТР для выдачи сигнала ПАРАМЕТР при работе по реальным воздушным целям;
- тумблер РАЗАРРЕТИР.-ПУСК для установки соответствующего контролируемого временного параметра цифровыми индикаторами - контроль времени ПАРАМЕТР-РАЗАРРЕТ. (РАЗАРРЕТ.- ПАРАМЕТР) или ПАРАМЕТР-ПУСК (ПУСК-ПАРАМЕТР);
- кнопка СБРОС для обнуления счетчиков ВРЕМЯ (КОД);
- цифровые индикаторы 1, 2, 3 для индикации времени (с дискретностью 0.1 с) выполнения контролируемой операции или установленных кодов НРЗ;

- буквенные индикаторы 4, 5, 6. 7, 8, 9 для индикации выполненных стрелком-зенитчиком операций (включение НБП – **Б**, прохождение целью парамет- ра – **П**, режим пуска "Автомат" – **А**, режим пуска "Ручной" – **Р**, пуск навстречу – **Н**, пуск вдогон – **В**, разарретирование ТГСН – **Р**, пуск (сход) ракеты – **С**;

- светодиоды “Сопр. >2^{0}“ и "Откл. сел." для индикации режима работы с отключенным селектором помех и ошибки сопровождения цели более 2^{0} соответственно.

- тумблеры ВЛЕВО, ВПРАВО и соответствующие сигнальные лампочки для включения и индикации направления движения железнодорожной тележки с ИВЦ (при ее наличии);

- тумблер РАМА для включения качания рамы со стрелком-зенитчиком при обучении и тренировках в стрельбе в движении.

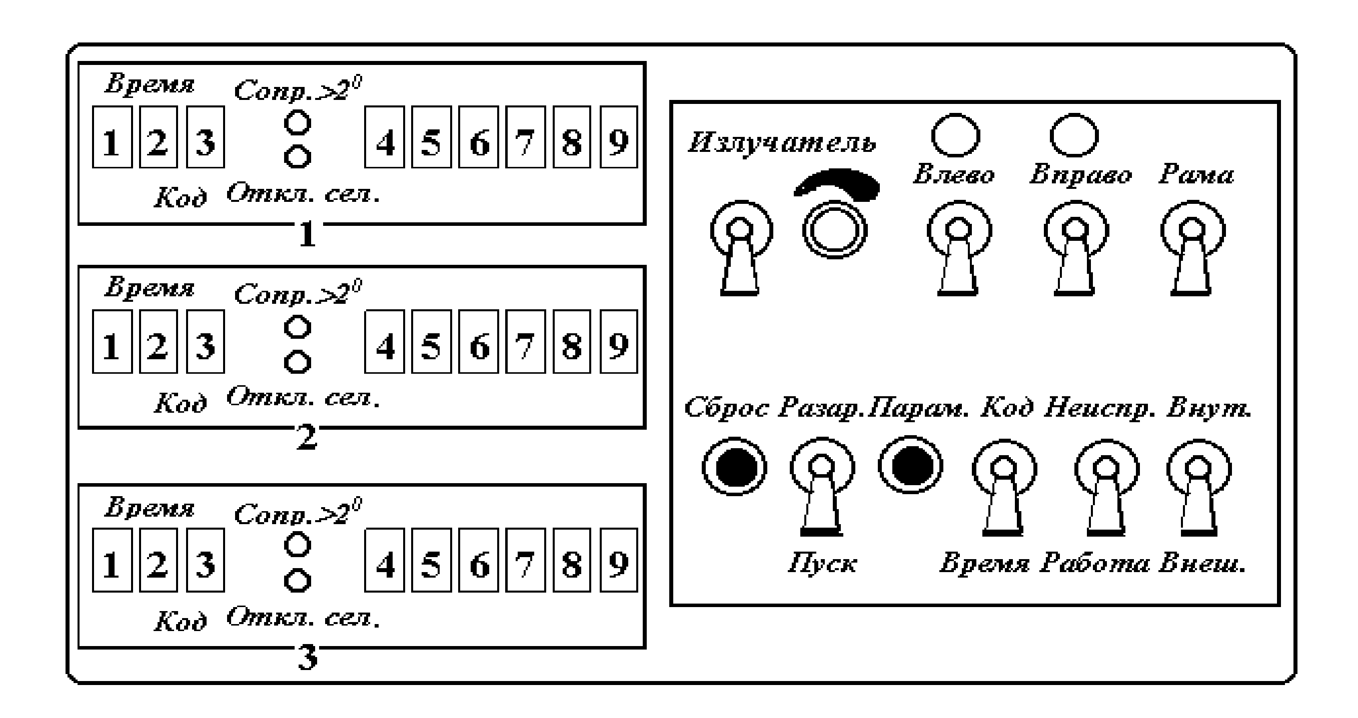


Рис. П3.1. Вид на лицевую панель пульта инструктора

Агрегат бензоэлектрический АБ1-230-В является автономным источником электроэнергии и предназначен для электропитания тренажера в полевых условиях. Агрегат вырабатывает переменное однофазное напряжение 220 В частотой 50 Гц. Мощность агрегата 1 кВт.

Блок питания предназначен для преобразования переменного напряжения 220 В 50 Гц в стабилизированные напряжения постоянного тока: +5 В (I до 6 А); ±12 В (I до 1,5 А); -20 В (I до 6 А); +20 В (I до 8 А); выпрямленное +5 В (I до 2А).

Стабилизаторы напряжения +20 В, -20 В, +5 В выполнены по схеме стабилизатора ключевого типа.

Имитатор воздушных целей совместно с автомобилем или тележкой ДПМ-66М предназначен для обеспечения обучения и тренировок стрелков-зенитчиков в полевых условиях в реальной фоновой обстановке и обеспечивает тренировку в визуальном определении типов целей, параметров их движения, в отработке навыков захвата, сопровождения целей и пуска ракет в ручном и автоматическом режимах.

В состав ИВЦ входят:

мачта с источником теплового излучения;

модели самолетов типа F-4C, F-16, A-10A, F-111A в масштабе 1:25, а самолетов F-4C и A-10A и в масштабе 1:50;

модель вертолета типа “Ирокез“ в масштабе 1:25;

кабель для соединения источника теплового излучения с АКБ автомобиля или с источником питания 12 В;

съемные промежуточные колена мачты, позволяющие устанавливать модели цели на высоту 3,5, 5 или 7,5 м.

ИВЦ имитирует прямолинейный полет воздушной цели с дискретными характеристиками: скорость полета 50…420 м/с; высота полета 75…500 м.

Некоторые имитируемые характеристики движения воздушной цели представлены в табл. П3.1, где:

1. В числителе приведены значения имитируемых высот полета цели, дальностей до нее и курсовых параметров при использовании модели цели, выполненной в масштабе 1:25, а в знаменателе – при использовании модели цели, выполненной в масштабе 1:50.

2. При расчете характеристик в качестве дополнительных исходных данных приняты:

реальная высота ИВЦ отсчитывается от уровня земли;

средняя высота расположения комплекса от уровня земли принята равной: для положения “стоя” 1,5 м, для положения из окопа 0,9 м;

высота платформы автомобиля от уровня земли 1,2 м.

3. Имитируемая скорость движения воздушной цели определяется по формуле

$$V_ц = V_{им} \times m, \quad (П3.1)$$

где $V_{им}$ – скорость движения имитатора цели;

m – масштаб, в котором выполнена модель цели.

4. Зависимость имитируемой наклонной дальности цели ($D_ц$) от расстояния имитатора цели до параметра (s), высоты мачты (h), курсового параметра (p) и масштаба цели (m) определяется формулой (рис.П3.2)

$$D_ц = m\sqrt{h^2 + s^2 + p^2}, \quad (П3.2)$$

где $\sqrt{h^2 + s^2 + p^2} = d_ц$ – реальная наклонная дальность от стрелка-зенитчика до ИВЦ.

Датчики параметра предназначены для автоматического ввода в пульт инструктора сигналов, соответствующих моментам прохождения ИВЦ параметров относительно каждого из стрелков-зенитчиков (точка “0” на рис. П3.2). При тренировках по реальной цели сигнал о моменте прохождения целью параметра для всех стрелков-зенитчиков вводится инструктором путем нажатия кнопки ПАРАМЕТР на пульте инструктора.

Таблица П3.1

Характеристики имитируемых целей

Удаление стрелка-зенитчика от трассы, м	Положение стрелка-зенитчика: С – стоя; О – в окопе	Имитируемый курсовой параметр, м	Имитируемая высота полета цели при высоте подъема мачты ИВЦ относительно платформы автомобиля, м			Имитируемая дальность до цели на параметре при высоте подъема мачты относительно платформы автомобиля, м		
			3,5 м	5 м	7,5 м	3,5 м	5 м	7,5 м
8	С	200/400	80/160	120/235	180/360	215/430	230/465	270/540
	О		95/190	130/265	195/390	220/440	240/480	280/560
10	С	250/500	80/160	120/235	180/360	260/525	275/550	310/615
	О		95/190	130/265	195/390	270/545	285/590	320/635
12	С	300/600	80/160	120/235	180/360	310/620	320/645	350/700
	О		95/190	130/265	195/390	315/630	330/655	360/715
18	С	450/900	80/160	120/235	180/360	460/915	465/930	485/970
	О		95/190	130/265	195/390	460/920	470/940	490/980
20	С	500/1000	80/160	120/235	180/360	505/1010	515/1025	530/1060
	О		95/190	130/265	195/390	510/1020	520/1035	540/1075
24	С	600/1200	80/160	120/235	180/360	605/1210	610/1220	625/1250
	О		95/190	130/265	195/390	610/1215	615/1230	630/1260

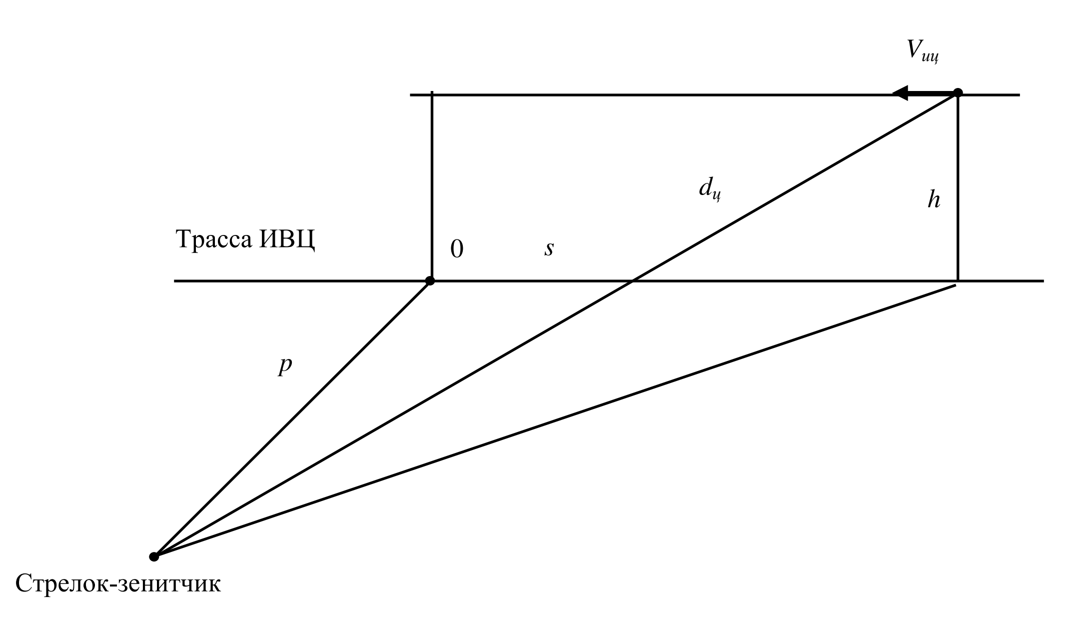


Рис. П3.2. К принципу определения параметров движения цели

Электромегафон ЭМ-12 предназначен для кратковременной громкой направленной передачи команд инструктора (руководителя) стрелкам-зенитчикам и водителю автомобиля.

Коробка переходная №2 предназначена для электрического соединения датчиков параметра тренажера с пультом инструктора.

Планшет предназначен для контроля правильности определения стрелками-зенитчиками зон пуска. На планшете нанесены 4 зоны пуска. Три зоны (И-22, И-26, И-31) предназначены для контроля стрельбы вдогон и навстречу по целям, летящим со скоростями 220, 260 и 310 м/с соответственно. Зона И-5 предназначена для контроля стрельбы вдогон и навстречу по вертолету (50 м/с).

Зоны пуска построены в горизонтальной плоскости, где по горизонтальной оси (t, c) отложены времена пуска от момента прохождения целью параметра до пуска – при стрельбе вдогон или от момента пуска до прохождения целью параметра – при стрельбе навстречу. По вертикальной оси отложен параметр (P), измеряемый в метрах. Встреливание в зону, т.е. осуществление контроля над действиями стрелка-зенитчика, определяется по нахождению точки пересечения отрезков, характеризующих параметр и время пуска.

Дальняя граница зоны пуска в режиме навстречу соответствует комплексу 9К38, ближняя граница - 9К310. Со стороны вертикальной оси параметр зоны пуска ограничивается угловой скоростью ТГСН. Для автоматического режима работы зона пуска ограничивается снизу штриховой линией.

Принцип действия тренажера заключается в следующем (рис. П3.3).

При движении автомобиля с ИВЦ по трассе последний наезжает на датчики параметров и информация о прохождении ИВЦ параметра относительно каждого из стрелков-зенитчиков автоматически вводится через кабели в пульт инструктора. Источник теплового излучения, установленный возле модели цели имитирует тепловое излучение цели.

Стрелок-зенитчик, обнаружив цель, производит подготовку УТК к пуску, сопровождение цели и учебный пуск ракеты. При этом ТГСН УТК захватывает и сопровождает источник теплового излучения. Информация о действиях стрелков-зенитчиков с УТК по кабелям поступает в пульт инструктора. Инструктор по световой информации и измерителям временных характеристик оценивает правильность последовательности выполнения операций и их временные характеристики, а по планшету – правильность определения ими зон пуска.

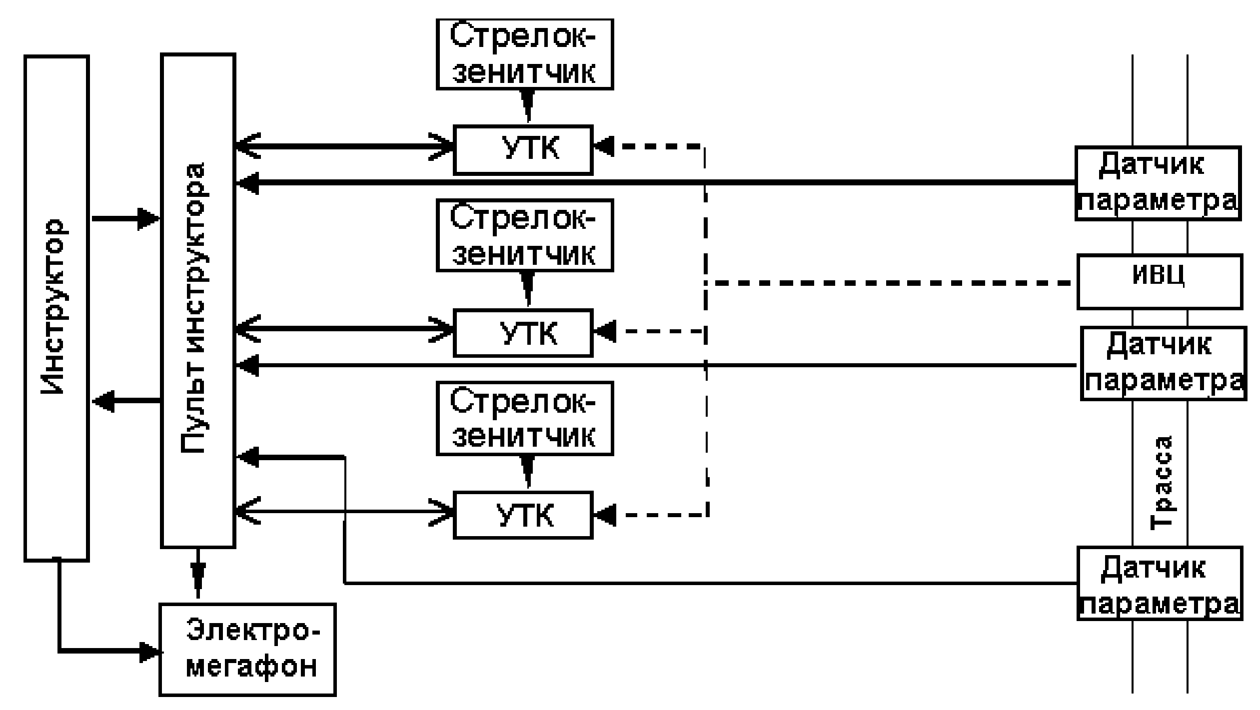


Рис. П3.3. Структурная схема полевого тренажера 9Ф635

Тренировочно-практический комплекс 9Ф634

Тренировочно-практический комплекс (ТПК) 9Ф634 предназначен для психофизиологической подготовки стрелков-зенитчиков ПЗРК " Игла" ("Игла-1") к пускам ракет [18].

В состав ТПК 9Ф634 входят:

две тренировочно-практические ракеты многоразового использования 9Ф726.02, уложенные в пусковые трубы 9Ф726.05.000;

комплект стартовых двигателей 9Ф726.02.010 одноразового действия, аналогичных стартовым двигателям ракет 9М39, 9М313;

два механизма тренировочно-практических (МТП) 9Ф634.02.000;

два имитатора НБП 9Б238-макет;

пульт инструктора с соединительными кабелями и заглушкой;

учебный стартовый двигатель 9Ф634.03.000;

автономный источник питания с зарядным устройством или сетевой блок питания.

ТПК обеспечивает:

имитацию звукового, светового и механического воздействия ПЗРК "Игла" и "Игла-1";

психофизиологическое воздействие на стрелка-зенитчика, аналогичное воздействию боевых ПЗРК;

возможность блокировки пуска инструктором при углах возвышения менее 18^0 и более 73^0;

дальность выброса тренировочно-практических ракет 40…50 м при углах возвышения $20…30^0$.

Комплект контроля пуска 9Ф636

Комплект контроля пуска (ККП) 9Ф636 предназначен для контроля действий стрелка-зенитчика при боевых пусках ракет на полигонах [19]. В состав комплекта контроля пуска входит МУ 9Ф728.00.000, прибор контроля и автономный источник питания с зарядным устройством. Временные характеристики действий стрелка-зенитчика осуществляется относительно момента прохождения целью параметра, который определяется инструктором и вводится нажатием кнопки ПАРАМЕТР на приборе контроля.

Учебно-тренировочный комплект 9Ф663

Учебно-тренировочный комплект 9Ф663 предназначен для [20]:

обучения стрелка-зенитчика правилам работы с ПЗРК "Игла" ("Игла-1");

психофизиологической подготовки стрелка-зенитчика по обращению с ПЗРК "Игла" ("Игла-1");

одновременного обучения правилам работы и психофизиологической тренировки двух стрелков-зенитчиков по обращению с ПЗРК "Игла" ("Игла-1");

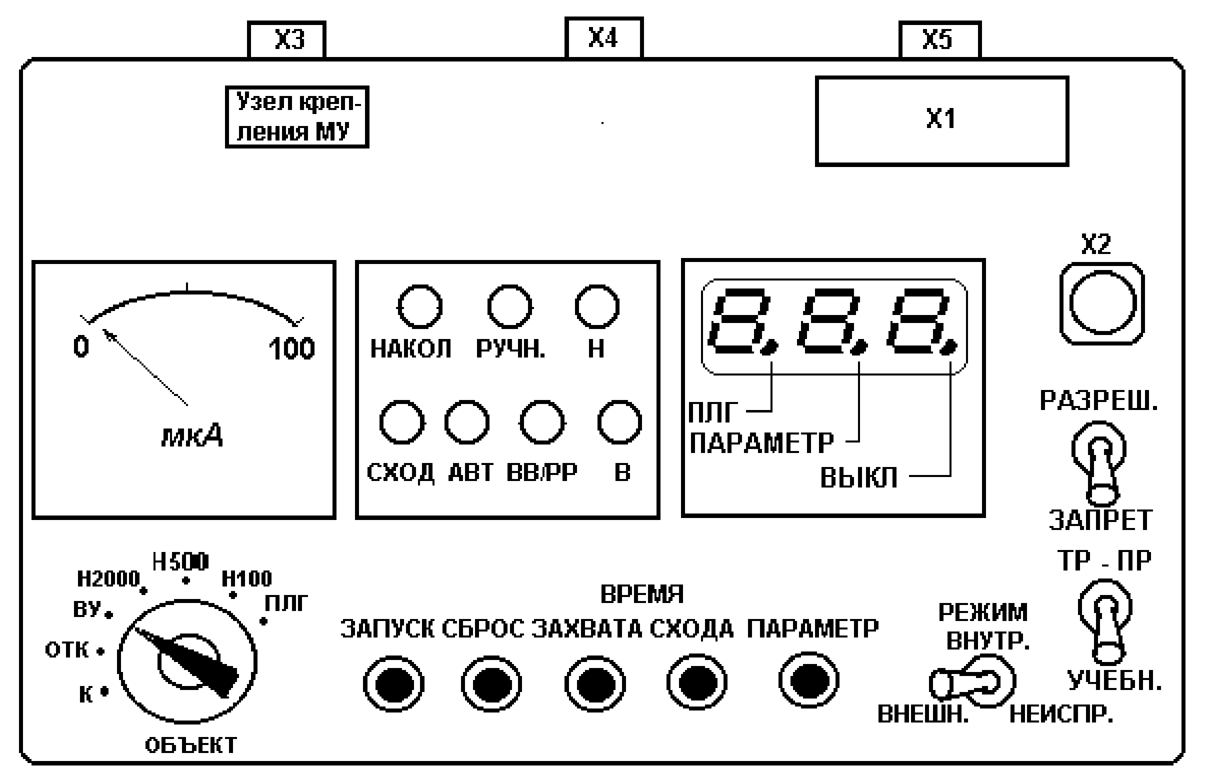
объективного контроля работы одного стрелка-зенитчика с ПЗРК "Игла" ("Игла-1").

Учебно-тренировочный комплект 9Ф663 обеспечивает обучение и реальную работу как в полевых стационарных условиях, так с объекта, движущегося по ровной местности со скоростью не более 20 км/ч.

В состав учебно-тренировочного комплекта 9Ф663 входят;
прибор контроля 9Ф663.01.000;
тренировочно-практическая ракета 9Ф726.02.000 в трубе 9Ф726.05.000;
имитатор наземного блока питания 9Б238-макет;
механизм тренировочно-практический 9Ф634;
учебно-тренировочная ракета 9Ф727.03.000 в трубе 9Ф727.00.000;
механизм учебный 9Ф728.00.000;
источник питания 9Ф663.02.000;
имитатор цели 9Ф663.03.000 в составе:
имитатор 9Ф663.03.010;
кронштейн 9Ф663.03.020;
переходник 9Ф663.03.030 (3 шт.);
штырь 9Ф663.03040;
наконечник 9Ф814М.02.046;
комплект стартовых двигателей 9Ф726.02.010 (30 шт. в упаковке);
прибор учебный 9Ф634.03.000;
блок контроля 9Ф 663.52.140;
устройство зарядное 9Ф636.52.100;
заглушки 9Ф663.52.050 и 9Ф634.51.020;
переходник 9Ф663.52.270;
кабели 9Ф663.52. 010, 020, 030, 040, БП32.02.030;
провод заземления БП32.02.010;
ЗИП и укупорочные ящики.

Прибор контроля 9Ф663.01.000 в составе УТК 9Ф663 предназначен для регистрации сигналов информации, временных характеристик и режимов работы стрелка-зенитчика, а также выдачи на МТП 9Ф634.02.000 сигналов, имитирующих сигналы информации и звуковое воздействие боевого комплекса, выдачи напряжения на электрические цепи стартового двигателя при снятии блокировок на приборе. Вид лицевой панели прибора контроля представлен на рис. П3. 4.

Рис. П3.4. Вид лицевой панели прибора контроля 9Ф633.01.000



Прибор контроля обеспечивает:

контроль за действием стрелка-зенитчика по сигнальным лампочкам ВВ/РР (возвышение/разарретирование), НАКОЛ, РУЧН., АВТ., Н, В, СХОД, индикаторам ПЛГ (пеленг), ПАРАМЕТР, БЛОК-ВЫКЛ.;

контроль времени от моментов РР и СХОД до момента ПАРАМЕТР при стрельбе навстречу или от момента ПАРАМЕТР до моментов РР и СХОД при стрельбе ВДОГОН;

ручной ввод сигнала, определяющего момент прохождения целью параметра;

блокировку электрических цепей питания тренировочно-практического комплекса при неправильных действиях стрелка-зенитчика;

разрешение и запрет пуска тренировочно-практической ракеты (ТПР);

имитацию и контроль прохождения заданных траекторий цели;

имитацию времени готовности ТПР;

имитацию звукового воздействия на стрелка-зенитчика на различных этапах функционирования ТПР;

имитацию цикла работы НБП (30 с);

коммутацию режимов работы имитатора НРЗ;

непрохождение команды ПУСК при невыполнении условий пуска;

автоматическое отключение ракет комплекта от источника питания через 153 с с момента нажатия кнопки ЗАПУСК;

контроль неправильных действий стрелка-зенитчика и отключение при этом напряжения питания.

Кроме того, прибор контроля совместно с МУ может использоваться и как комплект контроля пуска боевых ракет.

На лицевой панели прибора контроля расположены:

розетка разъема Х1 для подстыковки МУ 9Ф728.00.000 при самоконтроле комплекта;

розетка Х2 для подстыковки заглушки 9Ф663.52.050;

вилка разъема Х3 для подключения источника питания 9Ф663.02.000 с помощью кабеля 9Ф663.52.030;

розетка Х4 для подключения МУ 9Ф728.00.00 с помощью кабеля при работе комплекта;

вилка Х5 для подключения механизма тренировочно-практического 9Ф634.02.000 с помощью кабеля 9Ф663.52.020;

гнезда Х6 для подключения ИВЦ;

переключатель РЕЖИМ для имитации режима работы имитатора НРЗ;

тумблер РАЗРЕШ-ЗАПРЕТ для разрешения или запрещения пуска ра-кеты;

тумблер ТР-ПР – УЧЕБН. для выбора вида обучения – психофизиологическая тренировка или обучение правилам работы с ПЗРК;

переключатель ОБЪЕКТ для подключения контролируемых параметров к микроамперметру, обеспечения самоконтроля и имитации различных траекторий полета ИВЦ тренировочно-практического комплекса (ТПК);

кнопка ЗАПУСК для включения счетчика времени 153 с разрешения начала работы стрелков-зенитчиков;

кнопка СБРОС для сброса показаний индикаторов и возвращения схемы прибора контроля в исходное состояние;

кнопка ВРЕМЯ ЗАХВАТА для вывода на цифровой индикатор информации о промежутке времени между разарретированием ТГСН и параметром (или параметром и разарретированием);

кнопка ВРЕМЯ СХОДА для вывода на цифровой индикатор информации о промежутке времени между пуском и параметром (или параметром и пуском);

кнопка ПАРАМЕТР для ввода сигнала о моменте прохождения ИВЦ параметра;

измерительный прибор (мкА) для контроля ошибки сопровождения ИВЦ в режиме обучения при установке переключателя ОБЪЕКТ в положение ПЛГ, контроля угла возвышения ТПК при самоконтроле и индикации параметров имитируемой траектории полета ИВЦ при работе с ТПК;

сигнальные лампочки НАКОЛ, Р, Н, СХОД, АВТ., ВВ/РР, В для индикации выполнения стрелком-зенитчиком соответствующих операций;

трехдекадный цифровой индикатор для индикации временных параметров работы стрелка-зенитчика, выбираемых кнопками ЗАХВАТ или ПУСК. Кроме того, запятые цифровых индикаторов используются для индикации: ошибки сопровождения по пеленгу (ПЛГ), прохождения параметра (ПАРАМЕТР), отключения селектора МУ (ВЫКЛ).

МТП 9Ф634.02.000 обеспечивает выдачу напряжения на электрические цепи стартового двигателя 9Ф726.02.010, блокировку пуска при углах возвышения трубы менее 18^0 и более 73^0 и воспроизведение звуковой информации.

В состав МТП входят: корпус, вилка разъема для стыковки с трубой, пусковой крючок и блок датчиков углов возвышения (ртутные замыкатели). Внешний вид и габаритные размеры МТП не отличаются от вида и размеров ПМ

9П516-1, за исключением дополнительного разъема, через который на МТП подается питание и информация с прибора контроля 9Ф663.01.000.

Механизм учебный 9Ф728.00.000 обеспечивает подготовку учебной и боевой ракеты к работе, осуществление работы, выдачу информации о работе стрелка-зенитчика на прибор контроля 9Ф633.01.000, выдачу звуковой и световой информации, а также работу комплекта в режиме ТР-ПР. Механизм учебный по устройству и принципу действия аналогичен боевому ПМ и отличается от последнего наличием вилки разъема и согласующего устройства, предназначенных для подключения к прибору контроля.

ТПР 9Ф726.02.000 представляет собой полую металлическую болванку, к которой пристыковывается стартовый двигатель 9Ф626.02.010. ТПР со стартовыми двигателями позволяет производить 30 реальных пусков. Время смены стартового двигателя и установки ТПР в трубу 9Ф726.05.000 составляет не более 10 мин.

Стартовый двигатель 9Ф726.02.010 одноразового действия выбрасывает ТПР из трубы на расстояние 35…40 м.

Труба тренировочно-практическая 9Ф726.05.000 представляет собой упрощенный вариант штатной трубы 9П39 и отличается от последней отсутствием электрических цепей бортовой аппаратуры ракеты. На трубе сохранены электрические цепи, которые обеспечивают подачу напряжения на стартовый двигатель и лампочку световой информации. Труба позволяет производить 30 реальных пусков.

Учебно-тренировочная ракета в трубе 9Ф727.00.000 представляет собой имитатор ракеты 9М39 с трубой 9П39 и состоит из учебно-тренировочной ракеты 9Ф727.01.000, уложенной в учебную трубу 9Ф727.03.000. Труба учебная 9Ф727.03.000 отличается от пусковой трубы 9П39 электрической схемой.

Источник питания 9Ф663.02.000 предназначен для питания комплекта 9Ф663 постоянным напряжением 25 ± 3 В и представляет собой аккумуляторную батарею типа 11ФГ-400 емкостью не менее 1,5 А/ч. Аккумуляторная батарея состоит из корпуса и одиннадцати последовательно соединенных щелочных никель-кадмиевых герметичных аккумуляторов типа 11ФГ-400.

Имитатор цели 9Ф633.03.000 предназначен для имитации теплового излучения цели при работе с УТР в трубе 9Ф727.00.000 и представляет собой электрическую лампу накаливания, закрытую прозрачным колпачком. Питание имитатора цели осуществляется от прибора контроля или аккумулятора транспортного средства, на котором он установлен.

Учебно-разрезной комплекс 9К38-разрезной

Учебно-разрезной комплекс 9К38-разрезной предназначен для изучения компоновки, устройства комплекса и его элементов и представляет собой комплект разрезных элементов: пусковой трубы 9П39; пускового механизма 9П516-1 и ракеты 9М39.

Габаритно-весовой макет комплекса (ГВМ) 9К38-макет

Габаритно-весовой макет 9К38 предназначен для отработки стрелками-зенитчиками приемов ведения стрельбы ПЗРК, обращения с ними на марше и в различных видах боя, перевода комплекса из одной степени готовности в другую, а также отработки нормативов боевой работы. По внешнему виду и массогабаритным характеристикам он полностью соответствует штатному ПЗРК "Игла" ("Игла-1").

Комплект электрифицированных стендов 2У438

Комплект электрифицированных стендов 2У438 предназначен для изучения устройства и функционирования боевых средств ПЗРК "Игла". В состав комплекта входят:

электрифицированный стенд (01) – “Устройство боевых средств комплекса 9К38”;

электрифицированный стенд (02) – “Боевая работа комплекса 9К38”;

методический пульт (МП).

Методический пульт позволяет выбрать режимы работы стендов 01 и 02:

совместная или раздельная работа стендов 01 и 02;

функционирование элементов боевых средств комплекса при различных условиях пуска и управляемого полета ракеты (например, навстречу или вдогон, автомат или ручной, с промахом или без него).

Комплект литографских плакатов

Комплект литографских плакатов предназначен для изучения компоновки, устройства и функционирования ПЗРК и его элементов, основных положений по эксплуатации и боевому применению. Типовой состав комплекта – серия из 10 плакатов на 16,5 листах. Цветные плакаты изготовлены литографским способом и обеспечивают высокую наглядность при изучении устройства, функционирования и рекомендаций по боевому применению комплекса.

Универсальный комплексный тренажер “Конус”

Универсальный комплексный тренажер “Конус” предназначен для приобретения и закрепления стрелком-зенитчиком умений и навыков, необходимых для правильного выполнения операций по подготовке комплекса к боевому применению, а также боевого применения ПЗРК без расхода боевых ракет [1].

В состав тренажера входят:

имитатор боевых средств ПЗРК ("Игла", "Игла-1", "Стрела-3", "Стрела-2М") по выбору заказчика;

имитатор опорно-пусковой установки "Джигит";

аппаратурно-программный комплекс, включающий:

компьютерный комплекс;

рабочее место инструктора;

экранный комплекс.

Универсальный комплексный тренажер “Конус” обеспечивает:

возможность визуального наблюдения до четырех воздушных целей одновременно;

интенсивное освоение и поддержание навыков боевого применения ПЗРК;

возможность тренировок стрелков-зенитчиков без расхода боевых ракет и без привлечения дополнительных средств для имитации воздушной обстановки;

высокую производительность вне зависимости от погодных условий, времени суток и года;

широкий диапазон воспроизведений управляемых в реальном масштабе времени изображений, синхронизированных звуковым сопровождением, с изображением ландшафта местности для любых географических зон (по требованию заказчика) и перемещением воздушных объектов;

объективную оценку, документирование и воспроизведение проведенного тренировочного цикла в целях анализа результатов и выявления ошибок стрелка-зенитчика;

работу имитатора боевых средств ПЗРК и опорно-пусковой установки с полным воспроизведением операций предпусковой подготовки и пуска ракеты;

возможность адаптации стрелков-зенитчиков к обучению боевому применению ПЗРК других типов.

В универсальном комплексном тренажере “Конус” использованы новейшие компьютерные технологии и имитаторы боевых средств ПЗРК различных модификаций. Для размещения тренажера требуется помещение со следующими размерами: длина – 10 м, ширина – 7 м, высота – 4,3 м.

ОГЛАВЛЕНИЕ